

GLONASSの長期予測暦に関する研究

著者	陳 ??
学位授与機関	東京海洋大学
学位授与年度	2011
URL	http://id.nii.ac.jp/1342/00001355/

修士学位論文

GLONASS の長期予測暦に関する研究

平成 23 年度
(2011 年 9 月)

東京海洋大学大学院
海洋科学技術研究科
海洋システム工学専攻
陳 雯婧

目次

第1章 緒論	1
1.1 緒言	1
1.2 研究の背景	2
1.3 研究の目的	2
1.4 研究の内容	2
第2章 GLONASS の概要	4
2.1 緒言	4
2.2 GLONASS システムの構成	4
2.3 GLONASS の時刻系	5
2.4 GLONASS の座標系	5
2.5 GLONASS 信号	6
2.5.1 搬送波	6
2.5.2 測距コード	7
2.5.3 航法メッセージ	7
2.5.3.1 航法メッセージの構造	7
2.5.3.2 エフェメリス	9
2.5.3.3 アルマナック	10
第3章 GLONASS 航法メッセージの精度評価	12
3.1 緒言	12
3.2 GLONASS 航法メッセージによる衛星の位置計算	12
3.3 評価基準	15
3.3.1 評価基準の時刻系	16
3.3.2 評価基準の座標系	16
3.4 評価結果	18

3.4.1	長期 GLONASS 航法メッセージの位置誤差	19
3.4.2	2010 年 GLONASS 航法メッセージの位置誤差	21
3.4.3	時間帯と航法メッセージの位置誤差の関係	23
3.5	結言	25
第 4 章	GLONASS 衛星位置予測	26
4.1	緒言	26
4.2	衛星位置予測方法	26
4.2.1	地球重力ポテンシャル非球面成分による摂動	27
4.2.2	太陽・月の重力による摂動	30
4.2.3	太陽輻射圧による摂動	31
4.2.3.1	食判定	31
4.2.3.2	太陽輻射圧モデル	34
4.2.4	相対論補正による摂動	40
4.3	衛星位置予測法の評価方法および結果	41
4.4	予測誤差要因の分析	48
4.5	結言	49
第 5 章	結論	51
5.1	本論文のまとめ	51
5.2	今後の課題	52
	謝辞	53
	引用文献	54
	付録	61

図目次

Figure 2.1	航法メッセージの構造	8
Figure 2.2	スーパーフレームの構造	8
Figure 3.1	GLONASS PZ-90 座標系と WGS-84 座標系	17
Figure 3.2	GLONASS PZ-90.02 座標系と WGS-84 座標系	18
Figure 3.3	GLONASS 航法メッセージにおける 7 番衛星の位置誤差	19
Figure 3.4	5 年間の GLONASS 航法メッセージの位置誤差	21
Figure 3.5	8 番衛星 24 時間の衛星位置誤差	24
Figure 3.6	19 番衛星 24 時間の衛星位置誤差	24
Figure 3.7	21 番衛星 24 時間の衛星位置誤差	24
Figure 4.1	衛星、地球、太陽/月の位置関係イメージ図	30
Figure 4.2	円筒モデル	32
Figure 4.3	本影/半影モデル	32
Figure 4.4	地球が太陽光を遮る具合	33
Figure 4.5	衛星固定座標系	35
Figure 4.6	地球、太陽、衛星の位置関係イメージ図	39
Figure 4.7	GSPM モデル	39
Figure 4.8	14 番衛星の予測衛星位置誤差	43
Figure 4.9	14 番衛星の予測ユーザーレンジ誤差	44
Figure 4.10	提案した予測法のユーザーレンジの R.M.S.E	47
Figure 4.12	ユーザーレンジの R.M.S.E (初期値 : IGS 精密暦)	49

表目次

Table 2.1	GLONASS のエフェメリス情報	10
Table 2.2	GLONASS のアルマナック情報	11
Table 3.1	衛星の打ち上げ年代と GLONASS 航法メッセージ精度の関係	20
Table 4.1	地球重力補正モデル	30
Table 4.2	補正モデルの設定	42
Table 4.3	一年間の各衛星の最大衛星位置の R.M.S.E	45
Table 4.4	一年間の各衛星の最大ユーザーレンジの R.M.S.E	46
Table 4.5	提案した予測法のモデル設定	47

第 1 章

緒論

1.1 緒言

現在、多くの衛星測位システムが開発され、実用されている。米国の GPS (Global Positioning System)、ロシアの GLONASS (Global Navigation Satellite System)、ヨーロッパの GALILEO 衛星測位システム、中国の北斗衛星ナビゲーションシステム、日本の準天頂 QZSS (Quasi-Zenith Satellites System) などが挙げられる。

その中で、GLONASS は 1976 年に旧ソビエト連邦により構築された衛星測位システムであり、現在ではロシアが引き続き運用している。GPS と同様に、最初には軍事用を目的として開発され、1980 年代から民生用にも提供された。1995 年には 24 機で運用を行っていたが、ロシア経済の衰退により、減少し続けた衛星の数は 2001 年には最小の 6 機となった[1]。その後、システムの修復が始まり、従来の GLONASS 衛星より性能を向上させた GLONASS-M 衛星が継続的打ち上げられた。2011 年 5 月現在では総数 27 機の GLONASS 衛星の内、23 機が運用状態であり、他の衛星は実験状態もしくはメンテナンス状態であり、システムの性能は徐々に改善している[2]。衛星測位システムの代表的なもの GPS のほか、GLONASS は運用時間が長く、かつ衛星数が多く、常時に地球のほぼ全域をカバーできる衛星測位システムと考えられる。GPS だけを利用し、可視衛星数が足りないによる測位ができないとき、または、測位ができるでも、衛星

配置状況が悪く精度が劣化する場合に、GLONASS と併用することにより、状況を改善できる。

1.2 研究の背景

近年、衛星測位システムの民生利用の発展に従い、動物の追跡調査、測地・測量・地図作製、カーナビや携帯電話による道案内、緊急通報サービスなどに幅広く利用されている。

ユーザーが測位する際に、受信機は衛星の位置および衛星とユーザー間の距離によりユーザーの位置を求める。衛星の位置情報は航法メッセージに含まれ、衛星から送信される。その情報に基づき、航法メッセージにおける時刻以降の衛星位置が求められるが、時間とともに計算した衛星位置の誤差が大きくなり、更新した情報を再び受信が必要である。GLONASS の場合は、航法メッセージは 30 分ごとに更新され、受信するには 30 秒かかる。したがって、地下駐車場、都心部など受信状況が良くない場所あるいは緊急時に短時間でユーザー位置を取得することが要求される場合に、素早く衛星位置情報を取得し測位することは課題になっている。先行研究により、測位時間を短縮する問題について、GPS に関する研究がされている[3]が、GLONASS に関するにはまだない。

1.3 研究の目的

背景に述べたように、本研究では GLONASS 受信機を用い、測位ができるまで時間を短縮することを目的とする。測位するときに、衛星の位置情報が必要のため、その位置情報を得る時間を短くすることを方法と考えられる。

そのため、本研究では最新の GLONASS 航法メッセージを受信せずに、過去に受信した衛星位置を利用し、予測することにより衛星位置の取得方法を提案する。

1.4 研究の内容

本研究は受信機の電源を投入後に最初のユーザー位置を算出するまで時間を短縮するために、衛星位置を予測することによって、測位に必要な衛星位置の取得する時間を短くすることを解決方法として提案する。

研究内容として、まず初期値の精度が予測結果の精度に影響を与えるため、初期値として用いた GLONASS 航法メッセージの精度評価を行う。次に、衛星位置の決定に影響する各要因を考慮し、補正モデルを用い衛星位置予測法を提案する。さらに、予測シミュレーションを行い、提案した GLONASS 衛星位置予測法の精度を評価する。各章の概要は以下のように示す。

第 1 章「緒論」では研究の背景、目的および内容について述べる。

第 2 章「GLONASS の概要」においては GLONASS 衛星測位システムを説明するため、システムの構成、時刻系、座標系および信号を述べる。

第 3 章「GLONASS 航法メッセージの精度評価」ではまず GLONASS 衛星位置の計算方法を説明する。次に、初期値の精度が予測結果の精度に影響を与えるため、初期値とした航法メッセージの衛星位置の精度を評価する。

第 4 章「GLONASS 衛星位置予測」ではまず衛星位置の決定に影響する各要因を考慮し、GLONASS 衛星位置予測法を提案する。次に、衛星位置予測シミュレ

ーションを行い、予測精度を評価する。そして、予測の誤差要因を検討するため、初期値の精度と予測結果の精度の関係を調べる。

第5章「結論」では本研究の成果をまとめ、今後課題を述べる。

第2章

GLONASS の概要

2.1 緒言

本章では研究の対象とした GLONASS システムを紹介するため、まず GLONASS システムの構成について説明する。次に、GLONASS システムの時刻系、座標系を紹介する。さらに、GLONASS 衛星の信号構成を述べる。

2.2 GLONASS システムの構成

GLONASS システムは宇宙部分（スペースセグメント）、地上管制部分（アースセグメント）および利用者部分（ユーザーセグメント）の三つのセグメントから構成されている。

宇宙部分について、GLONASS 衛星軌道の高度は 19100km であり、衛星は約 11 時間 15 分 44 秒の公転周期で周回している。配置としては、合計で 3 つの軌道面があり、昇交点が 120 度ずつ離れている。軌道は円軌道に近く、軌道傾斜角は赤道面に対して 64.8 度である。8 機の衛星は各軌道面上において相等しく 45 度間隔で分布している。

地上管制部分では GLONASS 衛星の状態監視し、衛星位置などの情報が含まれる航法メッセージの作成および軌道パラメータの修正を行っている。地上管制部分はシステム管制センター、中央シンクロナイザー、TT&C (Telemetry、

Tracking&Control) 局、レーザー追跡局に分けられている。システム管制センターはロシア宇宙軍で管理し、地上管制部分の全ての機能と運用を計画的に調整する。中央シンクロナイザーは GLONASS 時に関する管理を行う。中央シンクロナイザーからの信号は位相コントロールシステムに送られる。TT&C 局は 4 箇所に設置され、衛星の追尾監視、システム管制センターからの情報の送信および 2-3m の精度の遠隔的距離測定を行う。レーザー追跡局は 5 箇所に設置され、TT&C 局の補完を目的として、数 cm の精度で衛星までの距離を測定する[4]。

利用者部分のユーザーは宇宙部分の GLONASS 衛星から航法メッセージを受信し測位を行う。

2.3 GLONASS の時刻系

GLONASS の時刻系は、GLONASS 時刻と呼ばれ、この時刻とロシアの基準時刻 (UTC (SU) 時刻) との差は、1 μ sec 以内で維持されている。この差は、GLONASS の航法メッセージに含まれている。

2.4 GLONASS の座標系

GLONASS の航法メッセージにおける衛星位置は、PZ-90 (Parametry Zemli 1990—Parameter of the Earth 1990) / PZ-90.02 座標系と呼ばれる地球固定座標系 (ECEF : Earth Centered Earth Fixed) で表している。

PZ-90 座標系の設定は以下になる。

原点：地球の重心

z 軸： IERS の国際基準座標系の $X3$ 軸を慣用極方向

x 軸： グリニッジ子午線と赤道面との交点方向

y 軸： x 軸、 y 軸両軸と右手直交系の方向

GLONASS 航法メッセージの座標系は、2007 年 9 月 20 日 UTC12 時に PZ-90 座標系から PZ-90.02 座標系への変更が始め、同日 UTC17 時まで座標系の変更を完成した[5]。

PZ-90 座標系の設定は以下のようなになる。

原点：地球の重心

z 軸： IERS の国際基準座標系の $X3$ 軸を慣用極方向

x 軸： BIH (Bureau International de l'Heure) 1984 座標系と一致し、極位置である IRP (IERS Reference Pole) 方向

y 軸： x 軸、 y 軸両軸と右手直交系の方向

2.5 GLONASS 信号

GLONASS 信号は搬送波、測距コードと航法メッセージの 3 つの要素より構成されている。各 GLONASS 衛星は L1 と L2 バンドの信号を送信し、それぞれ固有の周波数で区別される。GLONASS の搬送波は測距コードによって変調され、全ての衛星に同じコードを使用する。航法メッセージは衛星の健康状態、エフェメリス（各衛星の正確な軌道情報）およびアルマナック（軌道上における全衛星の概略軌道情報）から構成されている。

2.5.1 搬送波

GLONASS 信号は周波数多重多元接続 (FDMA : Frequency Division Multiple Access) 方式によって、異なる周波数の搬送波で送信されている。

FDMA 方式により、全ての衛星にそれぞれ式 (2.1) と式 (2.2) で定義されている周波数が割当てられている [6]。

$$\text{L1} \quad f_{k1} = f_1 + \Delta f_1 K = 1602 + 0.5625 K \quad \text{MHz} \quad (2.1)$$

$$\text{L2} \quad f_{k2} = f_2 + \Delta f_2 K = 1246 + 0.4375 K \quad \text{MHz} \quad (2.2)$$

ここで、 K は各衛星に対応したチャンネル番号であり、 Δf_1 、 Δf_2 は隣接チャンネル間の周波数の増加分を示している。

最初の周波数には 24 チャンネル ($K=1, 2, \dots, 24$) 割当てられた。しかし、航法周波数は他の通信サービスの周波数と干渉を起こしたため、2005 年以降はチャンネル $K=-7, -6, \dots, +5, +6$ に変更した [7]。

また、GLONASS 信号は符号分割多元接続 (CDMA : Code Division Multiple Access) 方式により、衛星を識別する計画のもと、2011 年 2 月に打ち上げられた GLONASS-K 衛星初号機に今までの FDMA 方式の L1、L2 バンドのほか GPS と同じ CDMA 方式の L3 バンドが追加され、運用実験を行っている [8]。

2.5.2 測距コード

GLONASS 衛星は標準精度 (Standard Accuracy) 信号と秘匿された高精度 (High Accuracy) 信号を送信する。

標準精度信号は主に民生用であり、コードのチップレートは0.511Mbpsであり、コード長は511chips、1チップ長さはおよそ587mになっている。

高精度信号の詳細な情報は公開されていなく、ロシア軍のみに使用でき、コードのチップレートは5.11Mbpsであり、コード長は5.11Mchips、1チップ長さはおよそ59mになっている。

2.5.3 航法メッセージ

GLONASS 航法メッセージの中には、衛星の軌道情報や健康状態情報、補正データなどの内容が含まれる。以下、航法メッセージの構造と詳細な内容を紹介する。

2.5.3.1 航法メッセージの構造

標準精度信号のコードに乗せる航法メッセージは、図2.1のように構成されている。各フレームは1500ビットであり、航法メッセージの転送速度は50bpsであるため、1フレームの送信時間は30秒となっている。1スーパーフレームは5フレームから構成されているので、全ての航法メッセージ情報を得るには2.5分かかる。

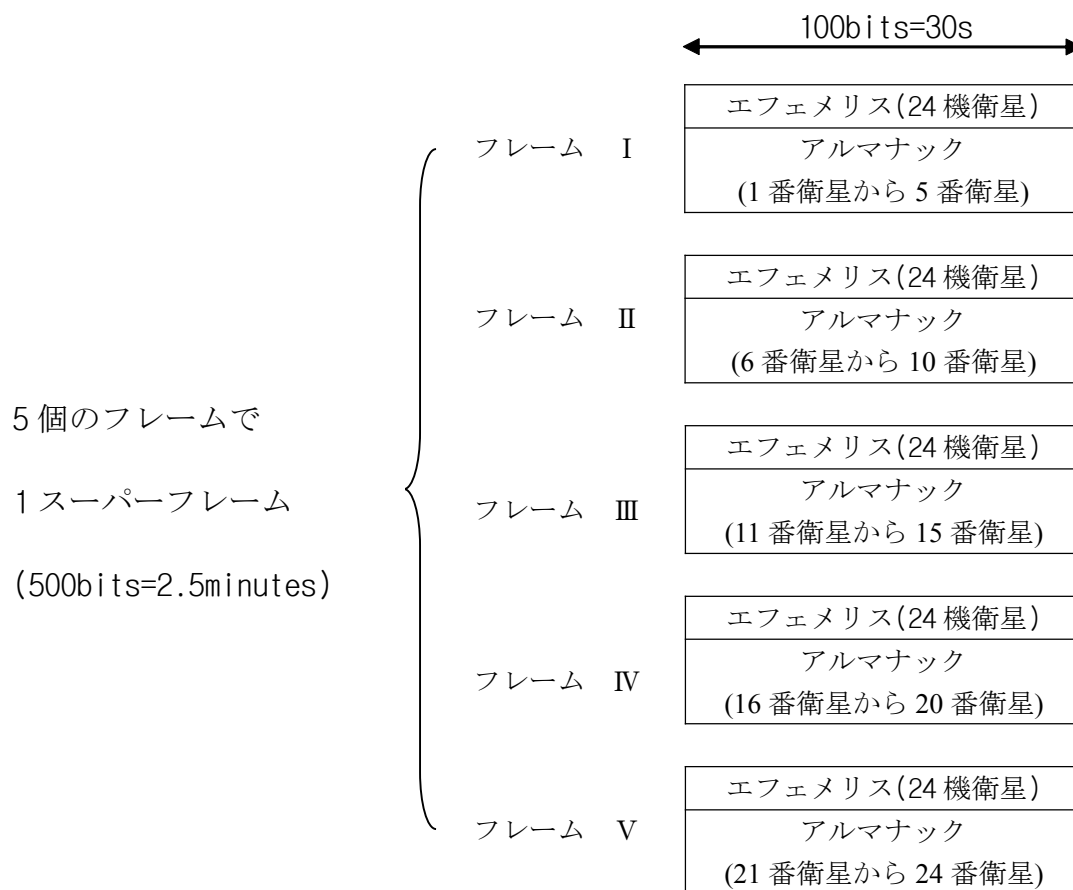


Figure 2.1 航法メッセージの構造

Frame number	String number	1.7s (データ,85bits) 0.3s(時刻マー					
I	1	0	ephemeris data for transmitting satellites	KX	MB	30s	
	2	0		KX	MB		
	3	0		KX	MB		
	4	0		KX	MB		
	•	0	Almanac data for satellites	KX	MB		
	•	0		KX	MB		
	15	0		KX	MB		
Frame II、III、IV are the same as Frame I							
V	1	0	ephemeris data for transmitting satellites	KX	MB		
	2	0		KX	MB		
	3	0		KX	MB		
	4	0		KX	MB		
	•	0	Almanac data for satellites	KX	MB		
	14	0	Reserved bits	KX	MB		
	15	0	Reserved bits	KX	MB		

Figure 2.2 スーパーフレームの構造[9]

図 2.2 のように、1 フレームは 15 個のストリングによって構成されている。1 ストリングは 100 ビットであり、85 ビットのデータと 15 ビットの時刻マークが含まれ、送信するには 2 秒かかる。データは 8 ビットのパリティチェック（図 2.2 の中に「KX」で表示）、76 ビットの衛星位置情報および 1 ビットのアイドルビット（図 2.2 の中に「0」で表示）の 3 つの部分から構成されており、送信するには 1.7 秒かかる。時刻マークはフレームの始まりを示し、送信するには 0.3 秒かかる。

最初の 4 つのストリングにはエフェメリス（各衛星の軌道情報）（後述）が格納され、ストリング 5 は GLONASS 時刻と GPS 時刻、UTC (SU) 時刻の時間差の情報が含まれ、1 スーパーフレームの中に 1 から 5 ストリングの情報は全て同一である。

6 から 15 のストリングには軌道上のアルマナック（全衛星の概略軌道情報）（後述）が含まれる。1 機の衛星のアルマナックは 2 つのストリングが使われる。5 番目のフレームに最後 2 つのストリングは今後情報を追加するための予備とする。アルマナック情報はスーパーフレームごとに繰り返される。

2.5.3.2 エフェメリス

ストリング 1 から 4 までは GLONASS 衛星の軌道情報とフレームの始まりを示す時間タグ、衛星ヘルス情報が含まれている。エフェメリスに PZ-90/PZ-90.02 座標系でのエポック時刻における衛星位置、速度および加速度を与えられている。エフェメリスは 30 分ごとに更新され、それに基づき、エポック時刻以降

の衛星位置を求められる。エフェメリス情報の内容は表 2.1 のとおり示す。

Table 2.1 GLONASS のエフェメリス情報[10]

パラメータ	単位	内容
m		ストリング番号
t_k		フレームの始まりの時間
B_n		衛星ヘルス情報
N_T		エフェメリスの日付
$x_n(t_b)$	km	衛星 x 方向位置
$y_n(t_b)$	km	衛星 y 方向位置
$z_n(t_b)$	km	衛星 z 方向位置
$\dot{x}_n(t_b)$	km/s	衛星 x 方向速度
$\dot{y}_n(t_b)$	km/s	衛星 y 方向速度
$\dot{z}_n(t_b)$	km/s	衛星 z 方向速度
$\ddot{x}_n(t_b)$	km/s ²	衛星 x 方向加速度
$\ddot{y}_n(t_b)$	km/s ²	衛星 y 方向加速度
$\ddot{z}_n(t_b)$	km/s ²	衛星 z 方向加速度

2.5.3.3 アルマナック

ストリング1から4までが航法メッセージを送信している衛星自身の情報しか含まないのに対して、6 から 15 のストリングには軌道上全衛星の概略の軌道情報（アルマナック）が含まれる。

アルマナック情報の内容は表 2.2 のとおり示す。

Table 2.2 GLONASS のアルマナック情報[11]

パラメータ	単位	内容
n^A		衛星番号
τ_c	s	GLONASS 時刻と UTC (SU) 時刻の差
τ_{GPS}	s	GLONASS 時刻と GPS 時刻の差（小数部分）
ΔT	s	GLONASS 時刻と GPS 時刻の差（整数部分）
N_4		1996 年からデータに示す日まで、4 年を 1 周期とする周期数（閏年の数）
N^A		第 N_4 周期の 1 月 1 日からの経過した日数
H_n^A		n^A 番衛星に対応するチャンネル番号
λ_n^A		N^A における最初の昇交点経度
$t_{\lambda n}^A$		N^A における n^A 番衛星が昇交点を通る時刻

ΔT_n^A	s	$t_{\lambda n}^A$ における n^A 番衛星の周回周期の補正数（平均周期 43200s）
$\Delta \dot{T}_n^A$		n^A 番衛星の周回周期の変化率
ε_n^A		$t_{\lambda n}^A$ における n^A 番衛星の離心率
ω_n^A		$t_{\lambda n}^A$ における n^A 番衛星の近点離角
$B1$	s	UT1 と UTC の差
$B2$	s/msd	Δ UT1 の変化値

第3章

GLONASS 航法メッセージの精度評価

3.1 緒言

前章では、GLONASS システムの構成、座標系、時刻系および信号について述べた。前章で述べたように、ユーザーが GLONASS 衛星から航法メッセージを受信し、衛星位置を求められるため、本章では、まず航法メッセージによる衛星位置の計算方法を説明する。そして、GLONASS 衛星位置予測する際に、予測初期値として扱う航法メッセージの精度が予測結果の精度に影響があると考えられるので、GLONASS 航法メッセージの精度を評価する。

3.2 GLONASS 航法メッセージによる衛星の位置計算

GLONASS 航法メッセージにおける衛星の位置、速度および加速度に基づき、航法メッセージにおけるエポック時刻以降の衛星位置を数値積分することで得られる。

人工衛星が地球を中心にして周回するときに、地球の重力を強く受けている。地球重力以外の摂動を考慮した場合、衛星の運動方程式は以下ようになる。

$$\ddot{\mathbf{r}} = -\frac{GM\mathbf{s}}{r^3} + \mathbf{U} \quad (3.1)$$

G は引力定数、 M は地球の質量、 \mathbf{s} は衛星の位置ベクトル(地心慣性座標系)、 r は地心距離である。 U は摂動関数と呼ばれ、一般には GM/r の 10^{-3} 以下である。

地球のポテンシャルは地心距離による部分だけでなく、その他に緯度 θ による部分と経度 λ による部分に分けると、式 (3.2) のようになる[12]。

$$U = \frac{GM}{r} \sum_{n=2}^{\infty} \sum_{m=0}^n \left(\frac{R_e}{r}\right)^n P_m^n(\cos \theta) (C_m^n \cos m\lambda + S_m^n \sin m\lambda) \quad (3.2)$$

R_e : 地球赤道半径

r, λ, θ : 地球極座標系 (地心距離、地心経度、地心余緯度)

$P_m^n(\cos \theta)$: ルジャンドルの陪関数

C_m^n, S_m^n : 球面調和関数 (地球の質量分布に依存する係数)

GLONASS-ICD により [13]、航法メッセージにおける衛星加速度は太陽・月による摂動項を考慮し、航法メッセージが更新されるまでその摂動項は定数とみなす。太陽・月による摂動項以外に、地球重力ポテンシャルの二次の係数 C_2^0 項だけを考慮し、 $z = r \cos \theta$ を式(3.2)に代入すると、式 (3.3) のようになる。

$$U = -\frac{GMR_e^2}{r^3} C_2^0 \left(\frac{3z^2}{2r^2} - \frac{1}{2} \right) \quad (3.3)$$

また、衛星位置を $\mathbf{R}_i(x, y, z)$ とし、衛星の加速度 $\ddot{\mathbf{R}}(\ddot{x}, \ddot{y}, \ddot{z})$ を $\ddot{\mathbf{R}} = \nabla \mathbf{V}$ と定義し衛星の各方向における加速度は以下のようなになる。

$$\begin{cases} \frac{dV_x}{dt} = -\frac{\mu_e x}{r^3} - \frac{3}{2} J_0^2 \frac{\mu_e R_e^2}{r^5} \left(1 - \frac{5z^2}{r^2}\right) x + x_{LS}'' \\ \frac{dV_y}{dt} = -\frac{\mu_e y}{r^3} - \frac{3}{2} J_0^2 \frac{\mu_e R_e^2}{r^5} \left(1 - \frac{5z^2}{r^2}\right) y + y_{LS}'' \\ \frac{dV_z}{dt} = -\frac{\mu_e z}{r^3} - \frac{3}{2} J_0^2 \frac{\mu_e R_e^2}{r^5} \left(1 - \frac{5z^2}{r^2}\right) z + z_{LS}'' \end{cases} \quad (3.4)$$

ここで、 $(x_{LS}'', y_{LS}'', z_{LS}'')$ は太陽・月の重力による摂動、 $J_0^2 (= -C_2^0)$ は地球重力ポテンシャルの二次の係数である。

動径長 $r = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2}$ 、地球重力定数 $GM = \mu_e = 398600.44 \times 10^9 \text{ m}^3 / \text{s}^2$ 、

地球赤道半径 $R_e = 6378136 \text{ m}$ 、地球重力ポテンシャルの二次の係数

$J_0^2 = -C_2^0 = 1082625.7 \times 10^{-9}$ 、地球自転角速度 $\omega_e = 7.292115 \times 10^{-5} \text{ rad/s}$ と定める。

また、時間、衛星位置、衛星速度に関する二階常微分方程式は、式(3.5)のようになる。

$$\ddot{\mathbf{r}} = f(t, \mathbf{r}, \dot{\mathbf{r}}) \quad (3.5)$$

ここで、 $\mathbf{r}, \dot{\mathbf{r}}, \ddot{\mathbf{r}}$ は衛星位置、速度及び加速度のベクトルである。これらの関係は以下のようにになる。

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{r}}(t) &= \dot{\mathbf{r}}_0 + \int_{t_0}^t \ddot{\mathbf{r}} dt \\ \mathbf{r}(t) &= \mathbf{r}_0 + \int_{t_0}^t \dot{\mathbf{r}} dt \end{aligned} \quad (3.6)$$

上式はニュートンの運動法則にしたがうため、慣性座標系（恒星系に対して回転しない座標系で、慣性系に対して物体の運動は等速度運動である。）で計算する必要がある。GLONASSの座標系は地球固定座標系（ECEF : Earth Centered Earth Fixed）のため、軌道積分する際に、まず地心慣性座標系（ECI : Earth Centered Inertial）への変換が必要である。そして、積分した結果を改めて地球固定座標系に変換する。

変換公式は次式のようにになる。

$$\bar{X} = P \cdot N \cdot S \cdot U \cdot X \quad (3.7)$$

ここで、 P は歳差行列、 N は章動行列、 S は地球自転行列、 U は極運動行列であり、そして、 X は地球固定座標系での衛星位置ベクトル、 \bar{X} は地心慣性座標系での衛星位置ベクトルである。

地球固定座標系で数値積分を行い、かつ、積分ステップが短いため、地球自転の影響のみを考慮した場合、衛星の加速度は次のようになる。

$$\begin{cases} \frac{dv_x}{dt} = -\frac{\mu_e x}{r^3} - \frac{3}{2} J_0^2 \frac{\mu_e R_e^2}{r^5} \left(1 - \frac{5z^2}{r^2}\right) x + \omega_e^2 x + 2\omega_e v_y + \ddot{x} \\ \frac{dv_y}{dt} = -\frac{\mu_e y}{r^3} - \frac{3}{2} J_0^2 \frac{\mu_e R_e^2}{r^5} \left(1 - \frac{5z^2}{r^2}\right) y + \omega_e^2 y - 2\omega_e v_x + \ddot{y} \\ \frac{dv_z}{dt} = -\frac{\mu_e z}{r^3} - \frac{3}{2} J_0^2 \frac{\mu_e R_e^2}{r^5} \left(1 - \frac{5z^2}{r^2}\right) z + \ddot{z} \end{cases} \quad (3.8)$$

これらの式の第一項は向心加速度、第二項は楕円地球による重力ポテンシャル

ルであり、また ω_e を含む項は ECEF 座標系を使用するために必要なものである。

GLONASS-ICD での $\frac{dv_y}{dt}$ を表す公式実は以下のとおり、修正する必要とする。

$$\frac{dv_y}{dt} = -\frac{\mu_e y}{r^3} - \frac{3}{2} J_0^2 \frac{\mu_e R_e^2}{r^5} \left(1 - \frac{5z^2}{r^2}\right) y + \omega_e^2 y + 2\omega_e v_x + \ddot{y} \quad (3.9)$$

ω_e を含む項の符号「+」は誤りで、正しい公式は次式のとおり「-」と修正する。

$$\frac{dv_y}{dt} = -\frac{\mu_e y}{r^3} - \frac{3}{2} J_0^2 \frac{\mu_e R_e^2}{r^5} \left(1 - \frac{5z^2}{r^2}\right) y - \omega_e^2 y + 2\omega_e v_x + \ddot{y} \quad (3.10)$$

式(3.8)の常微分方程式を求めるときの数値積分の方法については、GLONASS ICD[14]で推薦された4次のルンゲ・クッタ法を用いた。(詳細は付録1、「4次のルンゲ・クッタ法」による)

3.3 評価基準

GLONASS 航法メッセージの衛星位置精度を評価する際に、IGS(International GNSS Service)により公開されている精度がもっとも高かった GLONASS 精密暦を評価基準として比較する。

航法メッセージによる計算した GLONASS 衛星の位置を $\mathbf{r}_i = (x_i, y_i, z_i)$ とし、IGS 精密暦における衛星の位置は $\mathbf{r}_0 = (x_0, y_0, z_0)$ とする。

衛星の位置誤差の計算は以下のとおりである。

$$\Delta r = \sqrt{(x_i - x_0)^2 + (y_i - y_0)^2 + (z_i - z_0)^2} \quad (3.17)$$

IGS 精密暦は世界各地 300 点以上の観測点から収集した観測データを後処理

し、作られた精密な軌道情報である。GLONASS の精密暦の場合には、12 日分の観測データを処理した決定暦であり、軌道の公称精度は 0.05m 以内である [15]。

3.3.1 評価基準の時刻系

IGS 精密暦の時刻系は、IGST という時刻系である。本研究の全ての計算結果は、IGS の GLONASS 精密暦における衛星の位置を基準に比較することによって、精度評価を行う。GLONASS 時刻と IGS の GLONASS 精密暦の時刻が異なるので比較する際には時刻系が一致することが必要である。IGST 時刻系と GPS 時刻系は非常に近い [16] ため、時刻系を一致させるには GLONASS 時刻系を GPS 時刻系に変換する。

GLONASS 時刻には閏秒が含まれ、GPS 時刻には閏秒が含まれていない。時刻系を変換するため、以下の式のようにになる [17]。

$$t_{GPS} = t_{b(GLONASS)} - 3h + \delta t_r^g - Leap_Second$$

(3.18)

ここで、 δt_r^g は GLONASS 時刻と GPS 時刻の差、 $Leap_Second$ は閏秒である。

1980 年の UTC (TAI-GPS TIME=19s) を基準とし、2006 年 1 月 1 日から 2008 年 12 月 31 日までに GPS 時刻は UTC から 14 秒進んだ。2009 年 1 月 1 日の修正後、閏秒は 15 秒になった。この閏秒の管理は、IERS (International Earth Rotation Service) が行い、この情報は IERS Bulletin C で公開されている。

3.3.2 評価基準の座標系

IGS の GLONASS 精密暦における衛星の位置情報は、IERS (International Earth Rotation Service 国際地球回転観測事業) が構築している ITRF (International Terrestrial Reference Frame : 国際地球基準座標系) 系を使用する。

本研究の全ての計算結果は、IGS の GLONASS 精密暦における衛星の位置を基準と比較することによって精度評価を行う。GLONASS 座標系と IGS の GLONASS 精密暦の座標系が異なるので比較する際には座標系と一致することが必要である。国土交通省国土地理院の報告[18]によると WGS-84 座標系はこれまでに数回の改訂を行い、現在ほぼ ITRF 系と同一のものとして取り扱っても問題がないとされた。そのため、本研究では GLONASS 座標系から WGS-84 座標系に変換することにより、座標系を一致させる。

WGS-84 座標系の設定は以下ようになる。

z 軸 : グリニッジの子午線 (0° 経度) である IRM (IERS Reference Meridian) 方向

x 軸 : BIH (Bureau International de l'Heure) 1984 座標系と一致し、極位置である IRP (IERS Reference Pole) 方向

y 軸 : x 軸、 z 軸両軸と右手直交系の方向

GLONASS の PZ-90 座標系 (2007 年 9 月 20 日まで) から WGS-84 座標系に変換を行う。変換は次のようになる。

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}_{WGS-84} = \begin{bmatrix} 0 \\ k_i \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 1 & -\theta_i & 0 \\ \theta_i & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x' \\ y' \\ z' \end{bmatrix}_{PZ-90} \quad (3.19)$$

ここで、Misra モデル[19]により $k_1 = 2.5(m)$, $\theta_1 = 1.9 \times 10^{-6}(rad)$ と定義される。

GLONASS の PZ-90 座標系と WGS-84 座標系のイメージ図は以下のようにになる。

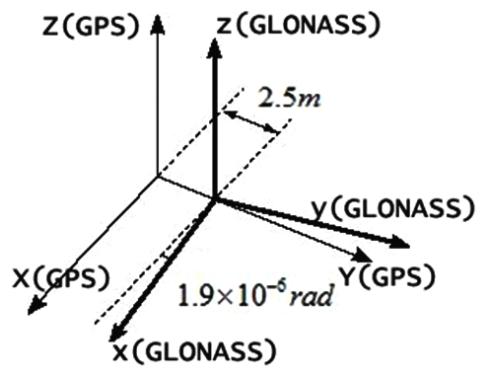


Figure 3.1 GLONASS PZ-90 座標系と WGS-84 座標系

GLONASS の PZ-90.02 座標系（2007 年 9 月 21 日から）と WGS-84 座標系の変換は次のようになる[20]。

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}_{WGS-84} = \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}_{PZ-90.02} + \begin{bmatrix} -0.36 \\ +0.08 \\ +0.18 \end{bmatrix} \quad (3.20)$$

GLONASS の PZ-90.02 座標系と WGS-84 座標系のイメージ図は以下のようにになる。

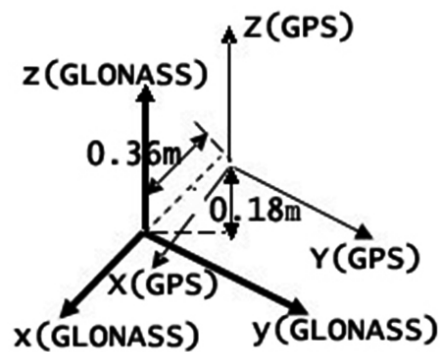


Figure 3.2 GLONASS PZ-90.02 座標系と WGS-84 座標系

IAC (Federal Space Agency Information-Analytical Centre) の報告[21]により、実際の計算するとき、PZ-90.02 座標系と WGS-84 座標系の変換は必要

がないため、本研究では、PZ-90.02 座標系変換を行っていない。

3.4 評価結果

本節で GLONASS 航法メッセージの精度を評価するときに、衛星の位置誤差を用い、評価を行う。まず GLONASS システムの運用とともに、航法メッセージ精度の変化を調査するため、2006 年から 2010 年までの衛星の位置精度について評価を行う。次に、近年航法メッセージの精度評価を行うためには、各衛星に対して、2010 年における衛星の位置精度について評価し、衛星の打ち上げ年代と精度の関係を調査する。さらに、GLONASS 衛星位置予測する際に、初期値の誤差が小さいことが望まれるため、24 時間の間、航法メッセージの衛星の位置誤差の変化を調べる。以下は評価結果について述べる。

3.4.1 長期 GLONASS 航法メッセージの位置誤差

GLONASS システムの運用とともに、航法メッセージ精度の変化を調査するため、2006 年 1 月から 2010 年 10 月までの間の GLONASS 航法メッセージを用い評価する。ここで、各運用中の GLONASS 衛星に対して、衛星位置誤差の最大値、最小値および衛星位置の R.M.S.E を用い評価する。

現在運用中の GLONASS 衛星の中で、運用期間が一番長い 7 番衛星（2004 年 12 月 26 日に打ち上げ、2005 年 10 月 7 日から運用されている）の計算結果を

一例として考察する。(7 番衛星以外の結果は付録 2、「衛星ごとに長期 GLONASS 航法メッセージの位置精度」による)

図 3.3 では航法メッセージにおける 7 番 GLONASS 衛星の位置誤差を示している。位置誤差を月ごとにまとめ、横軸に航法メッセージの時間、縦軸に 1 ヶ月中の航法メッセージの衛星位置の R.M.S.E. (点線)、衛星位置誤差の最大値(符号付きの実線)、最小値(実線)を表している。7 番衛星の位置誤差の最小値は 1m から 3m の間で、位置誤差の最大値については運用当初は 35m 程度であったが、2009 年以降は約 10m になり、2009 年以降は、衛星位置の R.M.S.E は 5m 未満であることがわかった。GLONASS システムの運用とともに、航法メッセージにおける 7 番衛星の位置精度は向上していることが判明した。

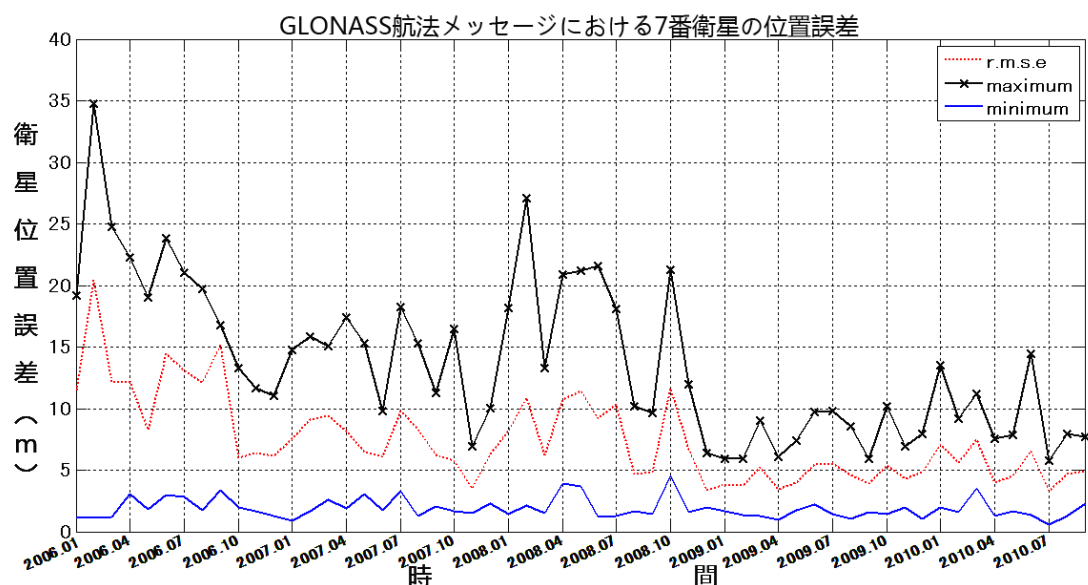


Figure 3.3 GLONASS 航法メッセージにおける 7 番衛星の位置誤差(m)

GLONASS 航法メッセージの精度の変化傾向を知るために、衛星の打ち上げ順に衛星の位置誤差結果をまとめ、GLONASS 航法メッセージを評価する。2006 年 1 月から 2010 年 10 月までの航法メッセージを用い、運用中の全衛星位置の R.M.S.E を評価する。表 3.2 で示した横に航法メッセージの年代、縦列に衛星

の打ち上げ日と衛星番号を表す。

表 3.1 で述べたとおり、システムの運用にともなって、GLONASS 航法メッセージの精度が改善している傾向が見られる。しかし、衛星の打ち上げ年代と航法メッセージ精度の関係は判明していない。同じ年代における全ての衛星位置誤差は近い値を示している。

Table 3.1 衛星の打ち上げ年代と GLONASS 航法メッセージ精度の関係 (m)

	2006 年	2007 年	2008 年	2009 年	2010 年
2004.12.26 (7 番)	12.188	6.958	7.275	4.727	5.850
2006.12.25 (10,14,15 番)	—	7.527	7.084	4.801	5.125
2007.10.26 (17,19,20 番)	—	7.187	4.975	4.487	4.3344
2007.12.25 (11,13 番)	—	—	6.560	4.009	3.683
2008.09.25 (18,21 番)	—	—	—	4.306	3.533
2008.12.25 (2,3,8 番)	—	—	—	5.648	3.668
2009.12.14	—	—	—	—	3.633

(1,4,5 番)					
2010.03.02 (22,23,24 番)	—	—	—	—	3.967

全体的に、GLONASS 航法メッセージの位置精度を調査するために、2006 年 1 月 1 日から 2010 年 9 月 31 日までの間、年ごとに GLONASS 航法メッセージ精度評価を行った。この期間中の GLONASS 航法メッセージを用い、図 3.4 に年ごとに GLONASS 航法メッセージの衛星位置の R.M.S.E を示す。2010 年 12 月時点で、20 機の GLONASS 衛星は運用中、4 機はメンテナンス中である。

2006 年における航法メッセージの衛星位置誤差は約 12m であり、その後、徐々に改善され、5 年間で約三分の一になった。2010 年における GLONASS 航法メッセージ精度は約 4m であることが確認された。これは GLONASS 地上観測システムの改善によって、航法メッセージ精度の向上と考えられる。

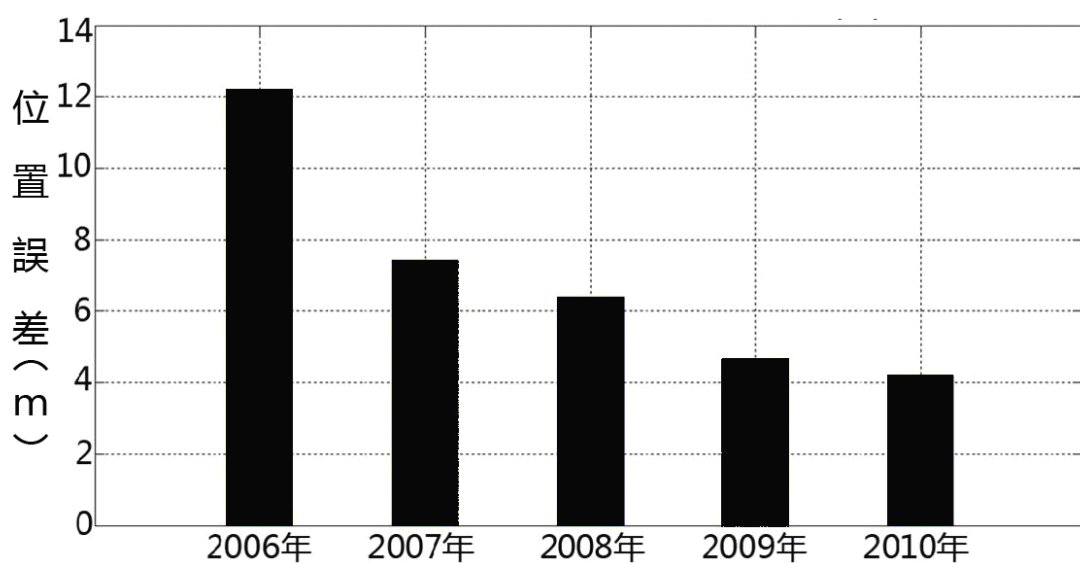


Figure 3.4 5年間の GLONASS 航法メッセージの位置誤差

3.4.2 2010 年 GLONASS 航法メッセージの位置誤差

近年の航法メッセージの精度を調べるため、2010 年に対して精度を評価した。2010 年 1 月 1 日から 2010 年 5 月 31 日までの GLONASS 航法メッセージを用い、運用中の全 GLONASS 衛星を評価対象とし、衛星の打ち上げ年代順 [22] で衛星番号を並べ、衛星位置の R.M.S.E（二乗平均平方根誤差）を表 3.1 に示した。評価対象期間に、6、12、16 番衛星はないことが確認された[23]。また、2008 年 3 月 13 日 UTC 21 時 31 分から、9 番衛星は不健康状態の報告があり [24]、2010 年 5 月 31 日まで、IGS 精密暦に 9 番衛星の軌道情報は含まれていないため、評価対象から除外した。

Table 3.2 各衛星の航法メッセージの衛星位置の R.M.S.E

打ち上げ日付	衛星番号	衛星位置の R.M.S.E(m)
04.12.26	7	5.259
06.12.25	10	5.351
06.12.25	14	4.902
06.12.25	15	6.205
07.12.25	11	4.360
07.12.25	13	4.063
07.10.26	17	4.240

07.10.26	19	3.647
07.10.26	20	5.151
08.09.25	18	4.828
08.09.25	21	3.508
08.12.25	2	4.445
08.12.25	3	3.999
08.12.25	8	4.488
09.12.14	1	3.366
09.12.14	4	4.487
09.12.14	5	4.427
10.03.02	22	3.389
10.03.02	23	3.481
10.03.02	24	4.006

表 3.2 の結果により、航法メッセージの衛星位置の R.M.S.E は 6m 未満程度であった。各衛星に対して、衛星ごとの衛星位置精度はほぼ変わらない、かつ衛星の打ち上げ年代と航法メッセージの精度の一定の関係が見られなかった。

3.4.3 時間帯と航法メッセージの位置誤差の関係

衛星位置予測する際に、航法メッセージの衛星位置を初期値とする。位置誤差が小さい初期値が望まれるため、航法メッセージの位置誤差と時間帯の関係を調査する。例として、打ち上げ日が異なる 8 番（2008 年 12 月 25 日）、19 番（2007 年 10 月 26 日）および 21 番（2008 年 9 月 25 日）の GLONASS 衛星を挙

げる。

図 3.5、図 3.6、図 3.7 において 2010 年 5 月 1 日（赤）、5 月 2 日（黒）、5 月 3 日（青）24 時間以内における航法メッセージの衛星位置誤差を表し、横軸に時間、縦軸に衛星の位置誤差を表す。

図 3.5、3.6、3.7 より、各衛星において時間帯と衛星の位置誤差に共通性を見られない。また、1 機の衛星に対しても、両者の関係は一定ではない。したがって、本研究の衛星位置予測シミュレーションを行うときに、ある期間内に送信された全ての航法メッセージを初期値として扱うこととした。

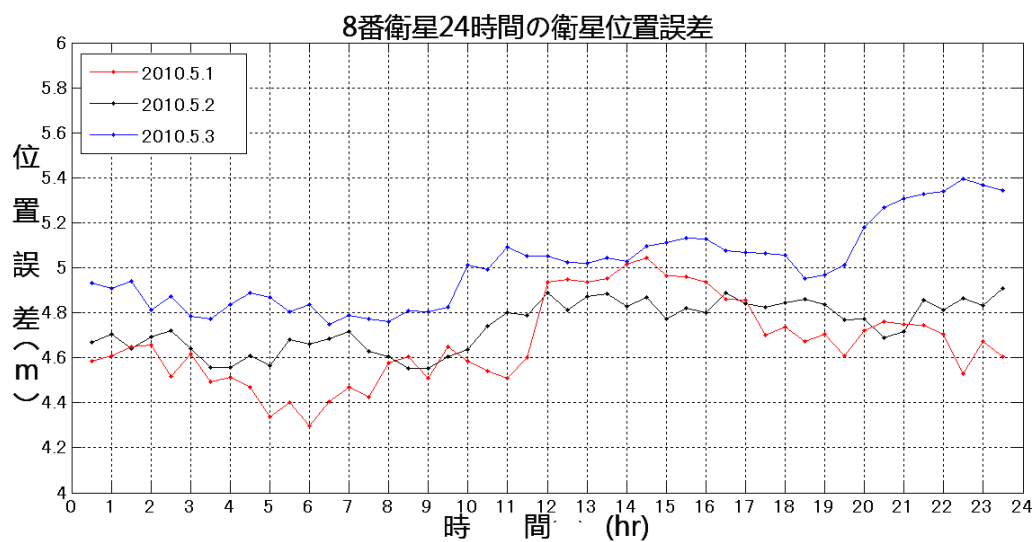


Figure 3.5 8 番衛星 24 時間の衛星位置誤差

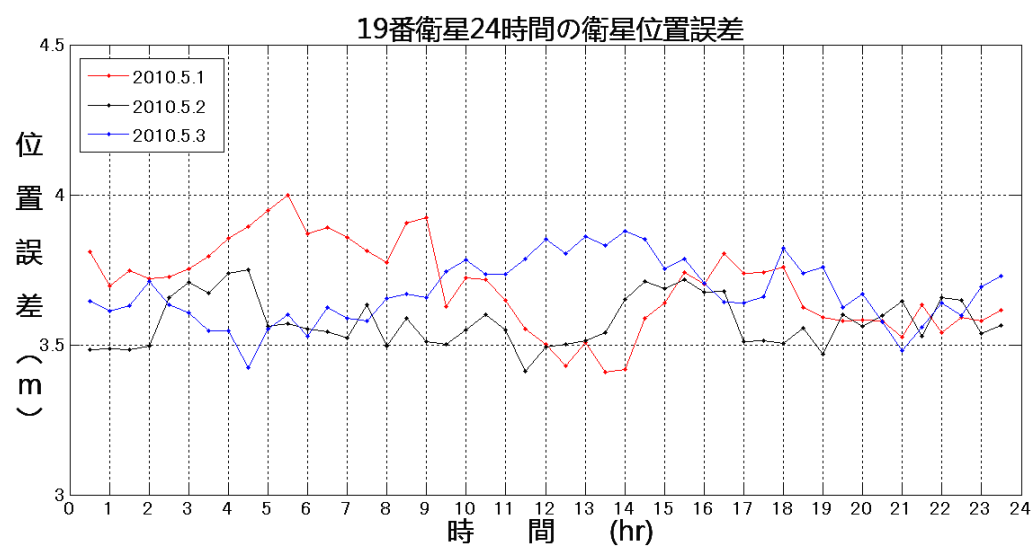


Figure 3.6 19 番衛星 24 時間の衛星位置誤差

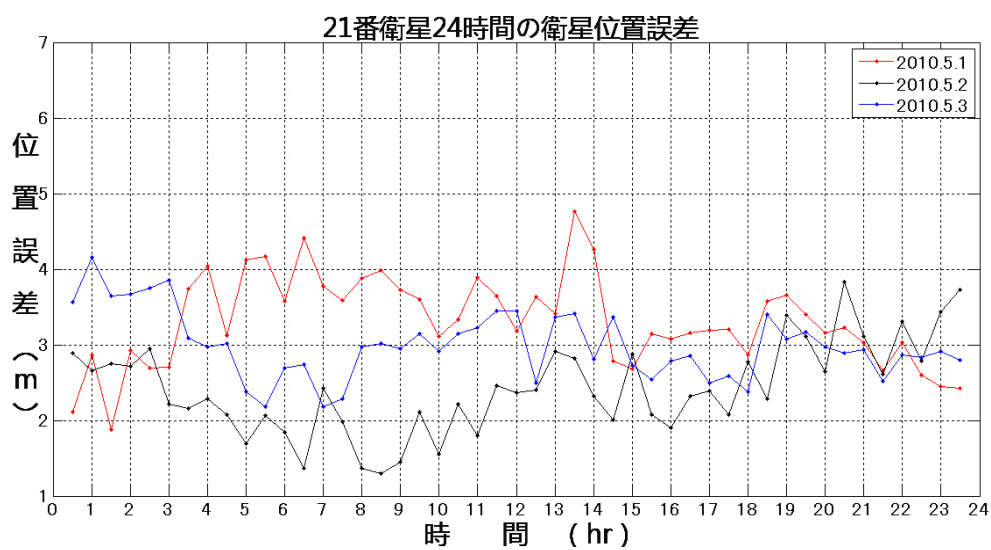


Figure 3.7 21 番衛星 24 時間の衛星位置誤差

3.5 結言

本章では GLONASS の航法メッセージによる衛星位置の計算方法を述べ、衛星の位置精度を評価した。まず、システムの運用とともに、航法メッセージ精度変化の傾向を考察するために、GLONASS 全衛星に対し、2006 年から 2010 年までの衛星の位置精度を調べた。2006 年における衛星の位置誤差は約 12m であったが、5 年間で約三分の一になり、4m 程度となった。また、衛星の打ち上げ年代と精度の関係を調べるため、2010 年の GLONASS 航法メッセージを考察した。2010 年におけるほぼ全衛星の位置誤差は 6m 以下であることがわかった。そして、衛星位置を予測する際に、航法メッセージを位置予測の初期値として用い、初期値の誤差が小さいことが望ましいため、1 日の中で各時間帯と航法メッセージの衛星位置誤差との関係を調べた。各衛星において、時間帯と衛星位置誤差に一定の関係がないことが確認した。

以上の結果により、本研究の衛星位置予測シミュレーションを行うときには、特定の時間帯の航法メッセージは使用せず、ある期間内に送信された全ての航法メッセージを初期値として扱った。初期値の誤差は約 6m 以下になっていることがわかった。

第 4 章

GLONASS 衛星位置予測

4.1 緒言

前章では GLONASS 衛星位置計算方法を説明し、衛星位置予測の初期値とする航法メッセージの精度を評価した。

測位する際に、衛星の位置と、衛星とユーザーの距離によって、ユーザーの位置を求められる。その位置情報を得る時間を短くすることにより、測位測位の時間を短縮できるが考えられるため、本章では、最新の航法メッセージを受信せずに、過去の航法メッセージを用い、GLONASS 衛星位置予測法を提案する。

前章で述べたような計算方法によって、受信した航法メッセージに基づき、衛星位置を求められるが、時間とともに、計算結果の誤差が徐々に大きくなるため、予測法として、衛星位置の決定に影響する各要因を考慮し、GLONASS 衛星位置を予測する。

本章の内容としては、まず、予測方法を提案し、考慮した摂動および各摂動に対する補正モデルを説明する。そして、衛星位置予測シミュレーションを行い、予測結果の精度を評価する。さらに、予測誤差要因の検討も行う。

4.2 衛星位置予測方法

GLONASS 衛星が地球を中心にして周回するときに、地球重力以外にも様々な要因による摂動力が影響する [25]。本研究の衛星位置予測計算を行う場合は主に、地球重力、太陽・月ポテンシャル、太陽輻射圧および相対論効果の四つ

の摂動が含まれる。それぞれの摂動に対してモデルで補正し、衛星位置予測計算を行う。

各摂動を考慮し、衛星の運動方程式は以下のような公式で決定する。

$$\mathbf{a} = -\frac{GM\mathbf{s}}{r^3} + \sum_{i=1}^4 \mathbf{a}_i \quad (4.1)$$

G : 引力定数

M : 地球の質量

\mathbf{s} : 衛星の位置ベクトル (地心慣性座標系)

r : 地心距離 (衛星から地球中心までの距離)

\mathbf{a}_i : 摂動関数

\mathbf{a}_1 : 地球重力ポテンシャル非球面成分による摂動

\mathbf{a}_2 : 太陽・月の重力による摂動

\mathbf{a}_3 : 太陽輻射圧による摂動

\mathbf{a}_4 : 相対論補正による摂動

観測から求められえる値ので、 $GM = \mu_e$ は定数である。

地心慣性座標系とは、座標原点を地球中心とし、地球の赤道面と x-y 平面が一致する。x、y 軸は地球とともに回転せず、空間に固定している。

4.2.1 地球重力ポテンシャル非球面成分による摂動

地球重力ポテンシャル非球面成分による摂動は、地球の重力場の不均一性などで引き起こすずれである。

x, y, z は地心慣性座標系での衛星位置である。衛星から地球重心までの距離 r は次式のとおりである。地球重力ポテンシャル非球面成分による摂動の計算式は下のようになる[26]。

$$r = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2} \quad (4.2)$$

座標変換行列 T を用い、衛星位置を地心慣性座標系から地球固定座標系への変換は次式で与えられる。

r' : 地球固定座標系での衛星位置 (m)

t : 2000Jan 1d 12h TT からの経過をユリウス世紀で計算した時間

$$r' = \begin{pmatrix} x' \\ y' \\ z' \end{pmatrix} = T^{-1}(t)r = T^{-1}(t) \begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix} \quad (4.3)$$

衛星地心緯度 ϕ (rad) は次式のとおりである。

$$\phi = \arctan \frac{z'}{\sqrt{x'^2 + y'^2}} \quad (4.4)$$

衛星経度 λ (rad) は次式のとおりである。

$$\lambda = ATAN2(y', x') \quad (4.5)$$

$R(m/s^2)$ は地球固定座標系での地球重力ポテンシャル非球面成分であり、地球重力定数は $GM_e = 3.986004415 \times 10^{14} (m^3/s^2)$ で定義される。 n_{\max} は重力係数最大次数である。

地球固定座標系での上下方向の地球重力ポテンシャル非球面成分による摂動 $\frac{\partial R}{\partial r} (m/s^2)$ は次式のとおりである。

$$\frac{\partial R}{\partial r} = -\frac{GM_e}{r^2} \sum_{n=2}^{n_{\max}} (n+1) \left(\frac{R_e}{r} \right)^n \sum_{m=0}^n \bar{P}_{nm}(\sin \phi) (\bar{C}_{nm} \cos m\lambda + \bar{S}_{nm} \sin m\lambda) \quad (4.6)$$

地球固定座標系での南北方向の地球重力ポテンシャル非球面成分による摂動 $\frac{\partial R}{\partial \phi} (m/s^2)$ は次式のとおりである。

$$\frac{\partial R}{\partial \phi} = \frac{GM_e \cos \phi}{r} \sum_{n=2}^{n_{\max}} \left(\frac{R_e}{r} \right)^n \sum_{m=0}^n \frac{d\bar{P}_{nm}(\sin \phi)}{d \sin \phi} (\bar{C}_{nm} \cos m\lambda + \bar{S}_{nm} \sin m\lambda) \quad (4.7)$$

地球固定座標系での東西方向の地球重力ポテンシャル非球面成分による摂

$\frac{\partial R}{\partial \lambda}$ (m/s^2)は次式のとおりである。

$$\frac{\partial R}{\partial \lambda} = \frac{GM_e}{r} \sum_{n=2}^{n_{\max}} \left(\frac{R_e}{r} \right)^n \sum_{m=0}^n \bar{P}_{nm}(\sin \phi) m (-\bar{C}_{nm} \sin m\lambda + \bar{S}_{nm} \cos m\lambda) \quad (4.8)$$

地球固定座標系での地球重力ポテンシャル非球面成分による摂動 $\frac{\partial R}{\partial r'}$ (m/s^2) は次式のとおりである。

$$\frac{\partial R}{\partial r'} = \begin{pmatrix} \frac{\partial R}{\partial x'} \\ \frac{\partial R}{\partial y'} \\ \frac{\partial R}{\partial z'} \end{pmatrix} = \nabla' R = \frac{\partial R}{\partial r} e_r + \frac{1}{r} \frac{\partial R}{\partial \phi} e_\phi + \frac{1}{r \cos \phi} \frac{\partial R}{\partial \lambda} e_\lambda \quad (4.9)$$

方向を示すため、単位ベクトル(\mathbf{e}_r \mathbf{e}_ϕ \mathbf{e}_λ)を掛ける。

$$e_r = \begin{pmatrix} \cos \lambda \cos \phi \\ \sin \lambda \cos \phi \\ \sin \phi \end{pmatrix}, \quad e_\phi = \begin{pmatrix} -\cos \lambda \sin \phi \\ -\sin \lambda \sin \phi \\ \cos \phi \end{pmatrix}, \quad e_\lambda = \begin{pmatrix} -\sin \lambda \\ \cos \lambda \\ 0 \end{pmatrix} \quad (4.10)$$

$$= \frac{GM_e}{r^2} (e_r \quad e_\phi \quad e_\lambda) \begin{pmatrix} -\sum_{n=2}^{n_{\max}} (n+1) \left(\frac{R_e}{r} \right)^n \sum_{m=0}^n \bar{P}_{nm}(\sin \phi) (\bar{C}_{nm} \cos m\lambda + \bar{S}_{nm} \sin m\lambda) \\ \cos \phi \sum_{n=2}^{n_{\max}} \left(\frac{R_e}{r} \right)^n \sum_{m=0}^n \frac{d\bar{P}_{nm}(\sin \phi)}{d\sin \phi} (\bar{C}_{nm} \cos m\lambda + \bar{S}_{nm} \sin m\lambda) \\ \frac{1}{\cos \phi} \sum_{n=2}^{n_{\max}} \left(\frac{R_e}{r} \right)^n \sum_{m=0}^n \bar{P}_{nm}(\sin \phi) m (-\bar{C}_{nm} \sin m\lambda + \bar{S}_{nm} \cos m\lambda) \end{pmatrix} \quad (4.11)$$

以上により、求められた結果を地球固定座標系から地心慣性座標系へ変換し、地球重力ポテンシャル非球面成分による摂動 a_1 (m/s^2) は次式のとおりである。

$$\mathbf{a}_1 = \begin{pmatrix} \ddot{x}_1 \\ \ddot{y}_1 \\ \ddot{z}_1 \end{pmatrix} = \frac{\partial R}{\partial \mathbf{r}} = \begin{pmatrix} \frac{\partial R}{\partial x} \\ \frac{\partial R}{\partial y} \\ \frac{\partial R}{\partial z} \end{pmatrix} = \nabla R = T(t) \frac{\partial R}{\partial \mathbf{r}'} \quad (4.12)$$

2011 年現在、地球重力補正モデルとしてよく利用されているモデルは GEM-T3、JGM-3、EGM96 の 3 つのモデルがある。詳細は次の表のようになる。

Table 4.1 地球重力補正モデル

発行年	モデル	重力ポテンシャル係数
1994 年	GEM-T3	50 次まで
1996 年	JGM-3	70 次まで
1998 年	EGM96	360 次まで

n 次の重力ポテンシャル係数は、地球円周を n 等分したサイズのメッシュで重力場を決めていることに相当する[27]。本研究では、GLONASS 衛星の周回軌道高度により、正規化重力ポテンシャル係数を 8 次として用いる。

GEM-T3 モデルの正規化重力ポテンシャル係数が 50 次まで計算でき、JGM-3 モデルが 70 次まで計算できる。また、EGM96 モデルは新しい重力モデルであり、正規化重力ポテンシャル係数が 360 次まで計算できる。GEM-T3 モデルは古いモデルのため、精度が比較的に低い[28]。GLONASS 衛星の場合には JGM-3 モデルと EGM96 モデルを使用し、両者の計算精度が近い。また、実際受信機のメモリと効率性を考慮した上で、本研究では、IERS (International Earth Rotation and Reference Systems Service) で出した報告書「IERS Technical

Note No.21 IERS Conventions (1996)」[29]の中で推奨された地球重力ポテンシャル JGM-3[30]モデルを使用した。

4.2.2 太陽・月の重力による摂動

衛星は地球の重力以外にも多くの天体による重力の影響を受けている。本研究では、他天体は太陽と月を考慮する。図 4.1 に衛星、地球、太陽/月の位置関係イメージを示す。

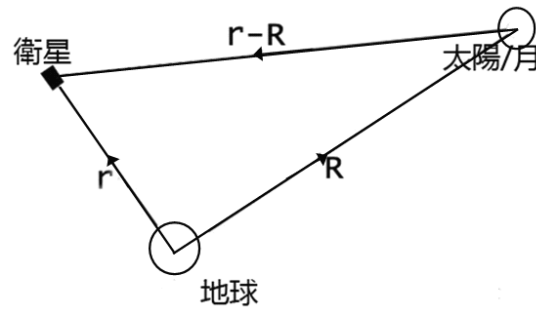


Figure 4.1 衛星、地球、太陽/月の位置関係イメージ図

太陽、月の重力による摂動の計算式は以下のようなになる。

G : 重力定数

M_j : 天体（太陽、月）の質量

\mathbf{r} : 衛星の位置ベクトル

\mathbf{R}_j : 天体（太陽、月）の位置ベクトル

太陽、月の重力による摂動 \mathbf{a}_2 (m/s^2) は次式のとおりである。

$$\mathbf{a}_2 = \begin{pmatrix} \ddot{x}_2 \\ \ddot{y}_2 \\ \ddot{z}_2 \end{pmatrix} = - \sum_{j=2}^3 GM_j \left(\frac{\mathbf{r} - \mathbf{R}_j}{|\mathbf{r} - \mathbf{R}_j|^3} + M_j \frac{\mathbf{R}_j}{|\mathbf{R}_j|^3} \right) \quad (4.13)$$

(太陽の場合、 $j=2$; 月の場合、 $j=3$)

式 (4.13) より、各天体の位置ベクトルにより、太陽、月の重力による摂動

を求められる。本研究ではジェット推進研究所（JPL: Jet Propulsion Laboratory）によるDE405/LE405天体暦[31]を用い、太陽、月の重力による摂動を計算した[32]。天体暦とは、天体位置の観測結果と精密な天体運動理論を基に過去、現在、未来の天体位置を計算したものである。

4.2.3 太陽輻射圧による摂動

太陽輻射圧とは太陽光の電磁放射を受ける衛星電池パネルに働く圧力である。GLONASS 衛星が地球を周回しているときに、太陽光が当たらない地球影に位置するときがあるため、まず食判定モデルを用い、太陽光を受ける具合を判断する。そして、太陽輻射圧モデルを用い、摂動を補正する。

4.2.3.1 食判定

食判定について、現在よく使われる補正モデルは2つがある。

一つは円筒モデルである。このモデルは太陽光が平行に照らしていると考え、作られた簡単なモデルである。衛星が本影以外に位置する場合には、太陽輻射圧モデルを用いて補正する。図 4.2 は、円筒モデルのイメージを示す。

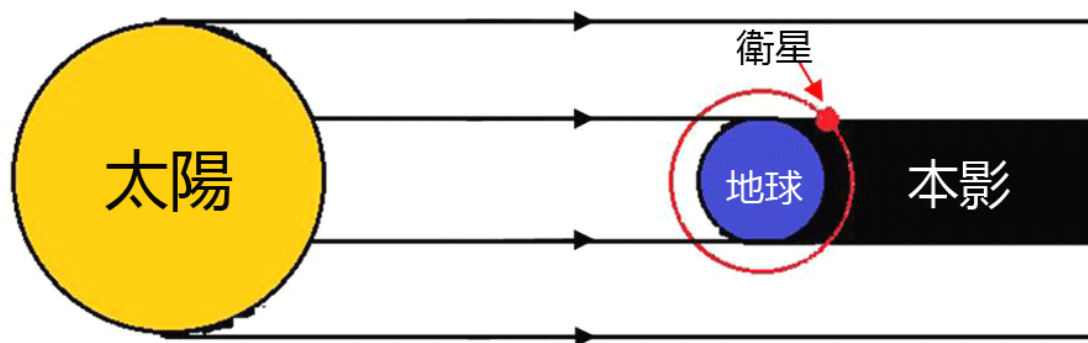


Figure 4.2 円筒モデル

もう一つは本影/半影モデルである。本影/半影モデルは太陽の直径を考慮し、太陽光が広がった光源から照らしていると考え、作られたモデルである。半影とは、地球によって光源の一部だけが隠され見える領域である。本影とは、影の最も暗い部分である。衛星が本影以外に位置する場合には、太陽輻射圧モデルを用いて補正する。図 4.3 は、本影/半影のイメージを示す。

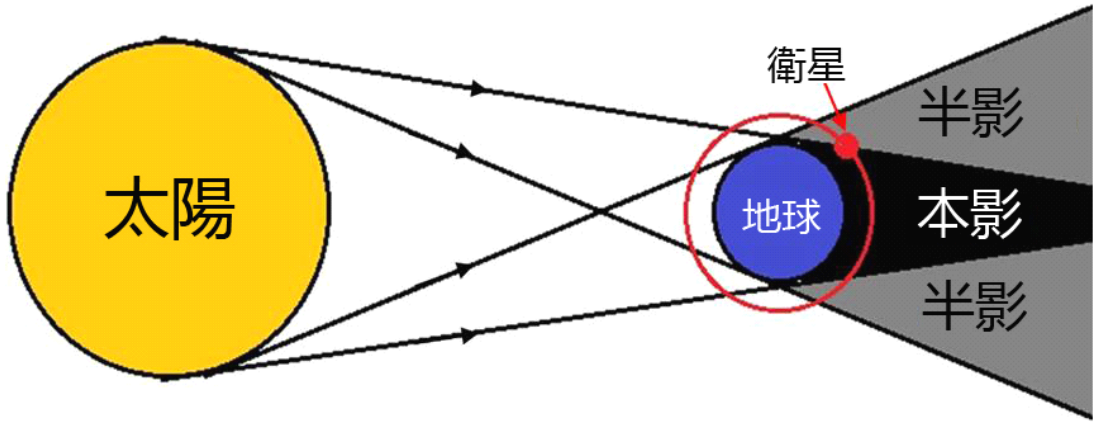


Figure 4.3 本影/半影モデル

本研究では、より正確に衛星位置を予測するため、現実にもっとも近い本影/半影モデルを使用した。

本影/半影モデル[33]の計算式は次のようになる。

太陽－衛星－地球角 θ (rad) は次式のとおりである。

$$\theta = \arccos(r \cdot (r - R_{sun})) \quad (4.14)$$

近似太陽半径は $\bar{R}_s = 696000000$ (m) で定義される。

衛星から見た太陽視半径の角度 θ_s (rad) は次式のとおりである。

$$\theta_s = \arcsin \frac{\bar{R}_s}{R_{sun} - r} \quad (4.15)$$

近似地球半径は $\bar{R}_e = 6402000$ (m) で定義される。

衛星から見た地球視半径の角度 θ_E (rad) は次式のとおりである。

$$\theta_E = \arcsin \frac{\bar{R}_e}{r} \quad (4.16)$$

図 4.4 のように地球が太陽光を遮る交点－太陽－地球の角度 φ_S (rad) は次式のとおりである。

$$\varphi_S = \arccos \frac{\theta^2 + \theta_S^2 - \theta_E^2}{2\theta\theta_S} \quad (4.17)$$

太陽光を遮る交点－地球－太陽の角度 φ_E (rad) は次式のとおりである。

$$\varphi_E = \arccos \frac{\theta^2 + \theta_E^2 - \theta_S^2}{2\theta\theta_E} \quad (4.18)$$

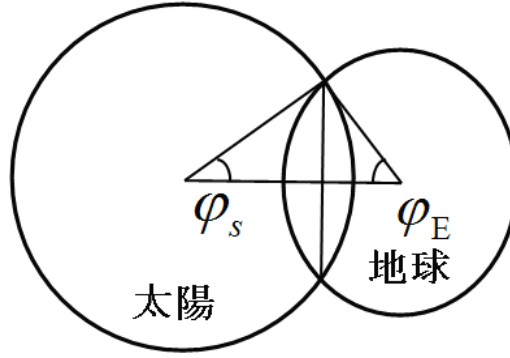


Figure 4.4 地球が太陽光を遮る具合

太陽輻射圧が衛星への影響の割合を示すため、shadow factor : S を設け、次式のとおりである。

$$S = 1 - \frac{\theta_S^2 \varphi_S + (\theta_E - \theta) \theta_E \varphi_E}{\pi \theta_S^2} \quad (0 \leq S \leq 1) \quad (4.19)$$

$\theta < \theta_E - \theta_S$ の場合 : $S = 0$ (本影)

$\theta > \theta_E + \theta_S$ の場合 : $S = 1$ (日向)

$\theta_E - \theta_S \leq \theta \leq \theta_E + \theta_S$ の場合 : (半影)

食判定により、衛星が本影に位置する場合以外は太陽輻射圧による摂動を考

慮する。

4.2.3.2 太陽輻射圧モデル

太陽光による輻射圧は、衛星の形状、質量、姿勢、表面の材質（反射率）に依存する[34]。さらには、表面の材質が宇宙線等の影響で経年劣化し、反射率も時間とともに変化する。LOCK4 モデル、CODE モデル及び GSPM モデルは GPS 衛星に対応する太陽輻射圧モデルである。先行研究により、GLONASS に対応する太陽輻射圧モデルは公開されてない。したがって、本研究では GLONASS 衛星に対する適切な太陽輻射圧モデルを選択するために、3つのモデルを用い、シミュレーション計算結果を比較し、衛星位置予測法に一番良い結果を示す太陽輻射圧モデルを使用する。

3つの太陽輻射圧モデルは衛星固定座標系で計算する。衛星固定座標系は衛星重心位置を原点に、衛星から地球重心方向を z 軸方向、太陽電池パドルの回転軸方向を y 軸とし、右手直交座標系を成すよう x 軸と定めた衛星に固定された三次元直交座標系である。ここで、衛星が周回する際に、両側の太陽電池パネルを太陽の方向に向けて効率的に発電ができるためには衛星から太陽へのベクトルの x - y 平面の射影は x 軸と重なるように、衛星の姿勢を制御する。

衛星固定座標系の定義は図 4.5 に示す。

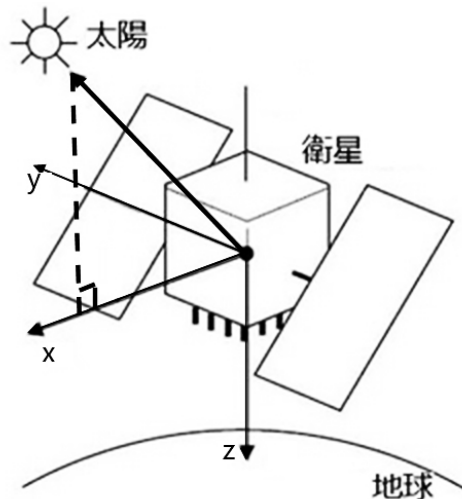


Figure 4.5 衛星固定座標系

太陽輻射圧は衛星の形状、姿勢によって、太陽光を受ける面積が変わり、受ける力も変わる。衛星が周回する際に、太陽、地球、衛星の位置関係の変化とともに、衛星の姿勢を制御する。3つの太陽輻射圧モデルの相違点は次のようになる。

4.2.3.2.1 LOCK4 モデル

LOCK4 モデル[35]はFliegel, Gallini が出したモデルである。

LOCK4 モデルは簡単な太陽輻射圧モデルであり、地球—衛星—太陽の成す角度を変数として、地球、衛星、太陽の間の位置関係を表す。

LOCK4 モデルの計算は下のようになる。

\mathbf{e}_x 、 \mathbf{e}_y 、 \mathbf{e}_z : 衛星固定座標系 x、y、z 軸方向単位ベクトル

$\mathbf{e}_{sat \rightarrow earth}$: 衛星→地心方向単位ベクトル

$\mathbf{e}_{sat \rightarrow sun}$: 衛星→太陽方向単位ベクトル

X, Y, Z : 太陽輻射圧 x、y、z 成分 (衛星固定座標) ($10^{-5} N$)

B : 地球—衛星—太陽の成す角度 (rad)

m : 衛星質量 (kg)

Y_{bias} : Y_{bias} パラメータ (LOCK4 モデル) ($10^{-5} N$)

太陽輻射圧による摂動 \mathbf{a}_{ROCK4} (m/s^2) で与えられる。

$$\mathbf{a}_{ROCK4} = \begin{pmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{pmatrix} = S \times Scale \times \frac{X\mathbf{e}_x + Y\mathbf{e}_y + Z\mathbf{e}_z}{m} \quad (4.20)$$

ここで、

$$\mathbf{e}_z = \mathbf{e}_{sat \rightarrow earth} = -\frac{\mathbf{r}}{r} \quad (4.21)$$

$$\mathbf{e}_{sat \rightarrow sun} = \frac{\mathbf{R}_{sun} - \mathbf{r}}{|\mathbf{R}_{sun} - \mathbf{r}|} \quad (4.22)$$

$$\mathbf{e}_y = \mathbf{e}_x \times \mathbf{e}_{sat \rightarrow sun} \quad (4.23)$$

$$\mathbf{e}_x = \mathbf{e}_y \times \mathbf{e}_z \quad (4.24)$$

$$B = \arccos(\mathbf{e}_z \cdot \mathbf{e}_{sat \rightarrow sun}) \quad (4.25)$$

$$Y = Y_{bias} \quad (4.26)$$

$$Scale = 1.0 \quad (\text{LOCK4 モデル}) \quad (4.27)$$

$$X = -8.96 \sin B + 0.16 \sin 3B + 0.10 \sin 5B - 0.07 \sin 7B \quad (4.28)$$

$$Z = -8.43 \cos B \quad (4.29)$$

地球と太陽の距離の平均値は $Au = 1.4959787066 \times 10^{11} (m)$ と定義される。

4.2.3.2.2 CODE モデル

CODE モデル[36]は Beutler Getal(1994)が出した LOCK4 モデルを参考し、作られたモデルである。CODE モデルは衛星が地球の周りを一周して、衛星の姿勢が微小な変動があると考えて作られたモデルである。それは周期的な変動であり、衛星の周回周期と関係があるが考えられる[37]。

CODE モデルの計算は下のようになる。

$\mathbf{e}_{sat \rightarrow earth}$: 衛星→地心方向単位ベクトル

\mathbf{e}_{sun} : 太陽方向単位ベクトル

\mathbf{e}_{px} : 軌道面座標+x 軸（昇交点）単位ベクトル

\mathbf{e}_{pz} : 軌道面座標+z 軸（昇交点）単位ベクトル

\mathbf{e}_{ps} : 軌道面投影太陽方向単位ベクトル

u : 衛星経度引数(rad)

u_0 : 軌道面での太陽経度引数 (rad)

b_0 : 軌道面での太陽緯度引数(rad)

D : 太陽輻射圧太陽→衛星方向成分加速度 (m/s^2)

Y : 太陽輻射圧 y 方向成分加速度 (m/s^2)

B : 太陽輻射圧太陽→衛星方向垂直成分加速度 (m/s^2)

X : 太陽輻射圧 x 方向成分加速度 (m/s^2)

Z : 太陽輻射圧 z 方向成分加速度 (m/s^2)

D_0 、 Y_0 、 B_0 : 太陽輻射圧パラメータ (Code モデル) (m/s^2)

太陽輻射圧による摂動 \mathbf{a}_{CODE} (m/s^2)で与えられる

$$\mathbf{a}_{CODE} = \begin{pmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{pmatrix} = S \times Scale \times \frac{(D\mathbf{e}_{sat \rightarrow sun} - Y\mathbf{e}_y - B\mathbf{e}_b + X\mathbf{e}_x + Z\mathbf{e}_z)}{m} \quad (4.30)$$

ここで、

$$\mathbf{e}_{pz} = \frac{\mathbf{r} \times \mathbf{v}}{|\mathbf{r} \times \mathbf{v}|} \quad (4.31)$$

$$\mathbf{e}_{px} = \mathbf{e}_z \times \mathbf{e}_{pz} \quad (4.32)$$

$$u = \arccos(-\mathbf{e}_{px} \cdot \mathbf{e}_z), \text{ if } \mathbf{e}_z(3) < 0, u = -u \quad (4.33)$$

$$u_0 = \arccos(\mathbf{e}_{px} \cdot \mathbf{e}_{ps}), \text{ if } \mathbf{e}_{ps}(3) < 0, u_0 = -u_0 \quad (4.34)$$

$$b_0 = \arcsin(-\mathbf{e}_{pz} \cdot \mathbf{e}_{sun}) \quad (4.35)$$

$$D = D_0 + D_{c2} \cos 2b_0 + D_{c4} \cos 4b_0 \quad (4.36)$$

$$Y = Y_0 + Y_c \cos 2b_0 \quad (4.37)$$

$$B = B_0 + B_c \cos 2b_0 \quad (4.38)$$

$$\begin{aligned} X = & (X_{10} + X_{1c} \cos 2b_0 + X_{1s} \sin 2b_0) \sin(u - u_0) \\ & + (X_{30} + X_{3c} \cos 2b_0 + X_{3s} \sin 2b_0) \sin(3u - u_0) \end{aligned} \quad (4.39)$$

$$Z = (Z_0 + Z_{c2} \cos 2b_0 + Z_{s2} \sin 2b_0 + Z_{c4} \cos 4b_0 + Z_{s4} \sin 4b_0) \sin(u - u_0) \quad (4.4$$

0)

$$Scale = \frac{Au^2}{|\mathbf{R} - \mathbf{r}|} \quad (4.41)$$

CODE モデルの各パラメータは下のようになる。

$$D_{c2} = -0.813 \times 10^{-9} \text{ m/s}^2, D_{c4} = 0.517 \times 10^{-9} \text{ m/s}^2$$

$$Y_c = 0.067 \times 10^{-9} \text{ m/s}^2$$

$$B_c = 0.385 \times 10^{-9} \text{ m/s}^2$$

$$Z_{c2} = 0.519 \times 10^{-9} \text{ m/s}^2, Z_{s2} = 0.125 \times 10^{-9} \text{ m/s}^2$$

$$Z_{c4} = 0.047 \times 10^{-9} m/s^2, Z_{s2} = -0.045 \times 10^{-9} m/s^2$$

$$X_{10} = -0.015 \times 10^{-9} m/s^2, X_{1c} = -0.018 \times 10^{-9} m/s^2, X_{1s} = -0.033 \times 10^{-9} m/s^2$$

$$X_{30} = 0.004 \times 10^{-9} m/s^2, X_{3c} = -0.046 \times 10^{-9} m/s^2, X_{3s} = -0.398 \times 10^{-9} m/s^2$$

$$Z_0 = 1.024 \times 10^{-9} m/s^2$$

4.2.3.2.3 GSPM モデル

GSPM モデル[38]は Y.Bar-Sever, D.Kuang(2004)が出したモデルである。地球—衛星—太陽の成す角度 ε および太陽—地球方向と衛星軌道面の成す角度 β により、地球、衛星、太陽の位置関係をより精確に表す。地球、太陽、衛星の位置関係イメージ図は以下のようなになる。

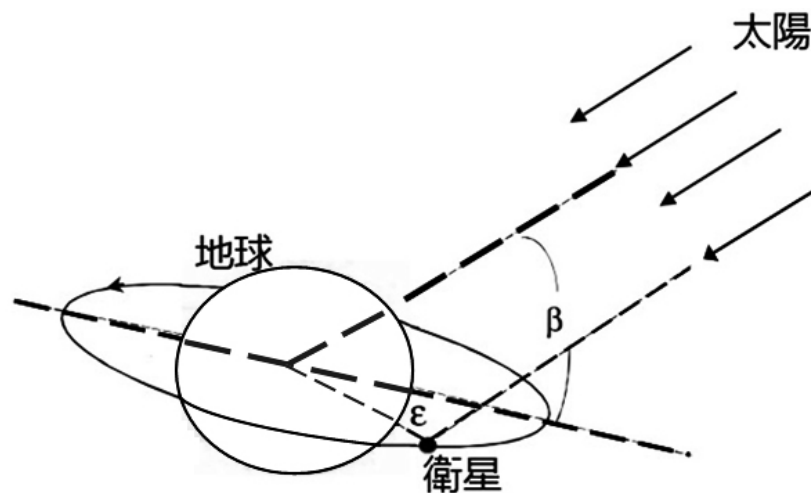


Figure 4.6 地球、太陽、衛星の位置関係イメージ図

太陽輻射圧の計算には衛星固定座標系を用いて行う。ただし、座標系が左手法則に従い、太陽方向が x 軸の負の方向になるようその向きを決める。

図 4.7 に GSPM モデルのイメージを示す。

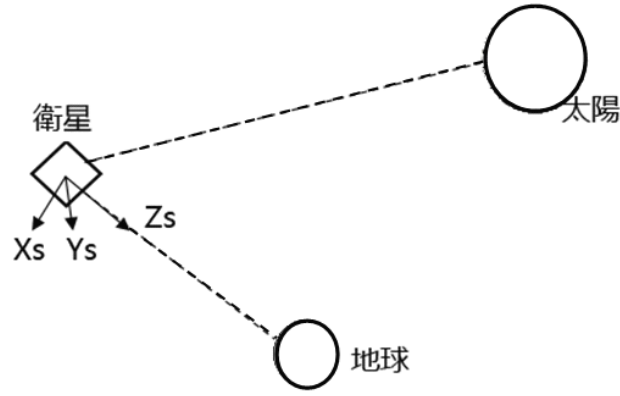


Figure 4.7 GSPM モデル

GSPM モデルの計算は下のようになる。

ε : 地球－衛星－太陽角 (rad)

s : 太陽輻射圧が距離との関係を表す係数

r : 衛星から太陽までの距離 (m)

地球と太陽の距離の平均値は $Au = 1.4959787066 \times 10^{11} (m)$ で定義される。

C_Y_0 : Ybias パラメータ

太陽輻射圧による摂動 (m/s^2) は次式で与えられる。

$$\begin{aligned}
 \mathbf{a}_x &= s10^{-5} (Au/r)^2 / m (S_X_1 \sin \varepsilon + S_X_2 \sin 2\varepsilon + S_X_3 \sin 3\varepsilon \\
 &\quad + S_X_5 \sin 5\varepsilon + S_X_7 \sin 7\varepsilon) \\
 \mathbf{a}_y &= C_Y_0 + 10^{-5} (Au/r)^2 / m (C_Y_1 \cos \varepsilon + C_Y_2 \cos 2\varepsilon) \\
 \mathbf{a}_z &= s10^{-5} (Au/r)^2 / m (C_Z_1 \cos \varepsilon + C_Z_3 \cos 3\varepsilon + C_Z_5 \cos 5\varepsilon)
 \end{aligned} \tag{4.42}$$

GSPM モデルの距離に関するパラメータ ($10^{-5} N$) は下のようになる。

β : 太陽と地球を結ぶ線と衛星軌道面の角 (rad)

$$S_X_1 = -8.9820, S_X_2 = -0.0509 + 0.0002 \sin \beta + 0.0002 / \sin \beta + 0.0407 \cos \beta$$

$$S_X_3 = 0.0045, S_X_5 = 0.1060, S_X_7 = 0.0028$$

z 方向のバイアス

$$C_Z_1 = -8.6044, C_Z_3 = 0.0225, C_Z_5 = 0.0543$$

y 方向のバイアス

$$C_{-Y_2} = 0.0175, C_{-Y_1} = 0.0271 + 0.0459 \sin \beta + 0.0302 / \sin \beta - 0.0252 \cos \beta$$

4.2.4 相対論補正による摂動

各衛星に搭載された時計と受信機時計を同期することが必要である。一般相対論による効果は地球重力場で測る時間の遅れ、要するに衛星時計の時間の進み方は受信機の時計よりも速い。一方、高速で運動する人工衛星の運動による時計の遅れという特殊相対論効果があるため、特殊相対論と一般相対論で互いに逆の効果をもたらすことになる。相対論的補正をせずに 1 日放置すると、位置情報が約 11000m ずれるほどの時刻差になる[39]ことから、相対論補正は測位システムの運用に不可欠である。

本研究で相対論補正のモデルを IERS で出した報告書「IERS Technical Note No.21 IERS Conventions (1996)」[40]の中で推奨されたモデルを使用した。

相対論補正による摂動の計算式は下のようになる。

光速は $c = 2.99792458 \times 10^8 \text{ (m/s)}$ で定義される

\mathbf{r} : 衛星位置 (地心慣性座標) (m)

\mathbf{v} : 衛星速度 (地心慣性座標) (m)

相対論補正による摂動 \mathbf{a}_4 (m/s²) は次式で与えられる。

$$\mathbf{a}_4 = \frac{GM_e}{c^2 r^3} \left\{ \left(\frac{4GM_e}{r} - |\mathbf{v}|^2 \right) \mathbf{r} + 4(\mathbf{r} \cdot \mathbf{v}) \mathbf{v} \right\} \quad (4.43)$$

4.3 衛星位置予測法の評価方法および結果

衛星位置予測法を評価する前に、まず GLONASS 衛星に対する適切な太陽輻射圧モデルを選択する。そのため、LOCK4、CODE、GSPM の 3 つの太陽輻射圧補正モデルを用い、GLONASS 衛星位置予測シミュレーションを行った。位置精度を比較することにより、一番良い結果を示すモデルを選択し、衛星位置予測法に使用する。そして、提案した衛星位置予測法の精度評価を行う。

評価方法としては、2009 年 1 月 1 日 UTC(SU)00:15:00 から 2009 年 12 月 31 日 UTC(SU)23:45:00 まで、30 分ごとに更新した航法メッセージを初期値として用いる。全ての初期値に基づき、72 時間の衛星位置予測を行う。予測結果と IGS の GLONASS 精密暦で求められた結果と比べ、位置精度を評価する。

予測した衛星位置は $r = (x_i, y_i, z_i)$ とし、IGS の精密暦における衛星位置を $r_0 = (x_0, y_0, z_0)$ とする。衛星位置誤差の計算は次式で示す。

$$\Delta r = \sqrt{(x_i - x_0)^2 + (y_i - y_0)^2 + (z_i - z_0)^2} \quad (4.44)$$

実際測位に大きな影響を与えるのは衛星位置予測誤差ではなく、ユーザーから衛星までの視線方向の距離誤差であり、これをユーザーレンジ誤差という。本研究の予測ユーザーレンジ誤差は、予測した衛星位置からユーザーまでの距離と精密暦における衛星位置からユーザーまでの距離の距離差である。

本研究ではユーザーの位置を江東区の電子基準点の位置を使用する。江東区の電子基準点は地球固定座標系での座標は

$x = -3963073.0157, y = 3346977.5713, z = 3698794.0099$ である。

したがって、ユーザーレンジ誤差の計算は次式とする。

$$\Delta range = \sqrt{(x_i - x)^2 + (y_i - y)^2 + (z_i - z)^2} - \sqrt{(x_0 - x)^2 + (y_0 - y)^2 + (z_0 - z)^2} \quad (4.45)$$

太陽輻射圧モデルの比較する際に用いる補正モデルの設定は表 4.2 で示したとおりである。

Table 4.2 補正モデルの設定

補正項	モデル		
地球重力ポテンシャル	JGM-3 (8 次)		
食	本影/半影		
太陽輻射圧	CODE	GSPM	LOCK4
他天体ポテンシャル	太陽、月ポテンシャル		
相対論	IERS Conventions (1996)		

適切な太陽輻射圧モデルを選ぶために、上述の方法で運用中の GLONASS 全衛星に対して、衛星位置予測を行った。ここで、14 番衛星のシミュレーション結果を一例として説明する。

2009 年 9 月 20 日 UTC(SU)00 :15 :00 の航法メッセージを初期値として用い、図 4.8 では 14 番衛星の予測位置誤差を示す。図 4.8 の横軸に予測時間 72 時間を表し、縦軸に各太陽輻射圧補正モデルを用いた衛星の位置誤差を示す。CODE モデルを用いた結果は青い線、GSPM モデルは緑線、LOCK4 モデルは赤い線で表す。

その中、CODE モデルを用いた場合は一番良い結果を示し、72 時間以内 14 番衛星の予測位置誤差の最大値は約 210m である。一方、GSPM と LOCK4 モデルの予測結果に非常に近く、最大値は約 350m であることが確認された。結果により、CODE モデルは GLONASS 衛星に対する適切な太陽輻射圧モデルであることがうかがえる。

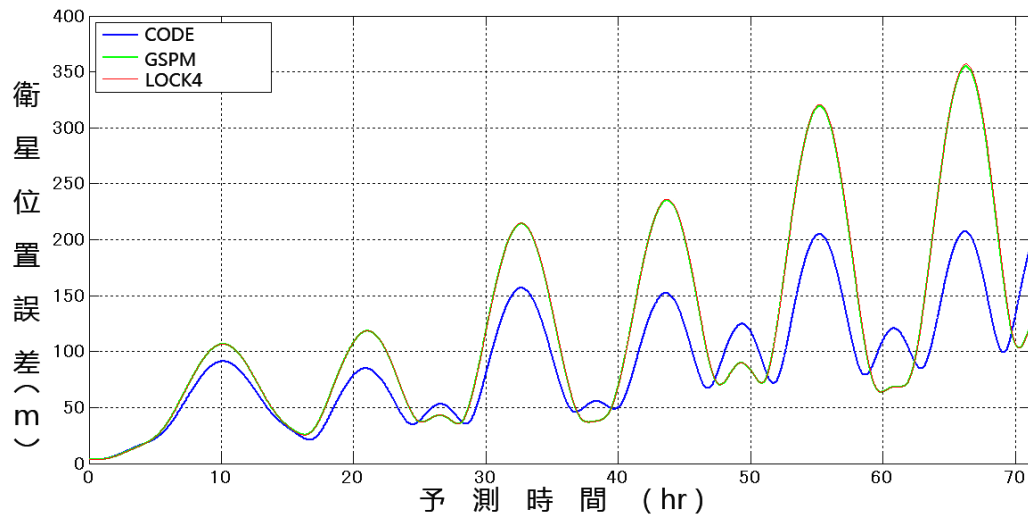


Figure 4.8 14 番衛星の予測衛星位置誤差

実際測位するとき生じる誤差を評価するため、ユーザーレンジ誤差を用い、提案した衛星位置予測法の精度を評価する。一例として、上述の 14 番衛星の予測ユーザーレンジ誤差を図 4.9 に示す。図 4.9 の横軸は予測時間 72 時間を示し、縦軸にユーザーレンジ誤差を表す。CODE モデルを用いた結果は青い線、GSPM モデルは緑線、LOCK4 モデルは赤い線で表す。

図 4.9 より、72 時間以内、ユーザーレンジ誤差は衛星公転周期の原因で約 12 時間の周期で振動し、予測時間とともに振幅が増加している。また、太陽輻射圧モデルが CODE モデルを用いた場合には、72 時間以内予測ユーザーレンジ誤差の最大値は約 100m である。以上の予測結果から、GSPM 及び LOCK4 モデルによりも、CODE モデルが GLONASS 衛星に対して、適切な太陽輻射圧モデルであることが考えられる。また、この例の中で、72 時間以内、約 8 割のユーザーレンジ誤差は 70m 以内に収まることが考えられる。

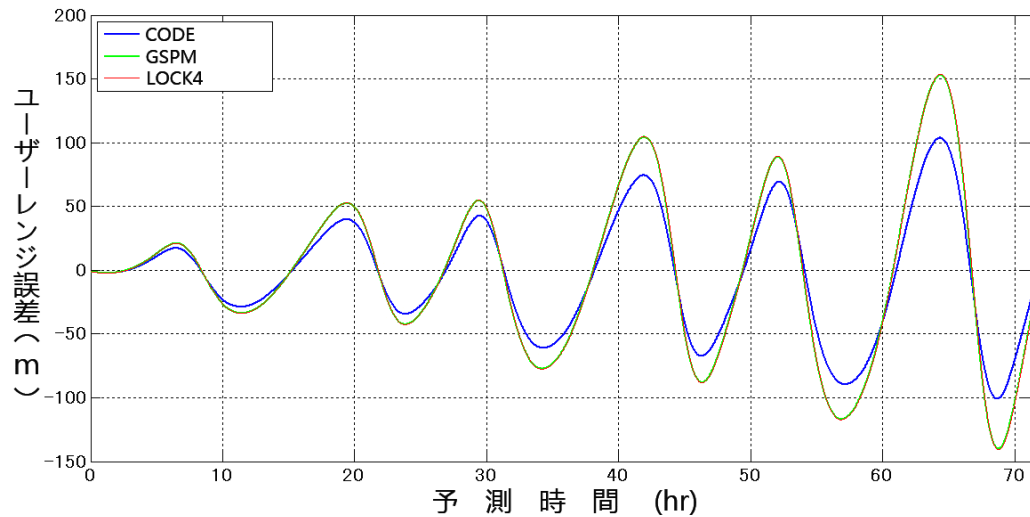


Figure 4.9 14 番衛星の予測ユーザーレンジ誤差

太陽輻射圧モデルの適切性を検証するために、本研究では運用中の GLONASS 全衛星に対して衛星位置誤差とユーザーレンジ誤差を評価する。一番良いモデルを選択するために、それぞれの最大値を比較した。2009 年 1 月 1 日から 12 月 31 日まで、各 GLONASS 衛星の最大衛星位置の R.M.S.E (表 4.3) 及び最大ユーザーレンジの R.M.S.E (表 4.4) を示す。衛星の打ち上げ年代順で衛星番号を表し、太陽輻射圧モデル CODE、GSPM、LOCK4 を用いた結果は次のようになる。

Table 4.3 一年間の各衛星の最大衛星位置の R.M.S.E (m)

打ち上げ日付	衛星番号	CODE モデル	GSPM モデル	LOCK4 モデル
04.12.26	7	310.461	558.277	562.312
06.12.25	10	289.994	522.810	528.127
06.12.25	14	308.211	554.178	563.231
06.12.25	15	260.351	442.223	449.787
07.12.25	11	361.083	615.385	619.012
07.12.25	13	284.411	502.811	511.662
07.10.26	17	292.459	498.880	504.289
07.10.26	19	321.726	584.669	593.256
07.10.26	20	327.691	590.180	594.011
08.09.25	18	387.121	691.556	693.001

08.09.25	21	266.637	481.100	488.281
08.12.25	2	321.921	584.182	591.987
08.12.25	3	348.411	625.716	639.899
08.12.25	8	315.296	574.510	580.107

Table 4.4 一年間の各衛星の最大ユーザーレンジの R.M.S.E (m)

打ち上げ日付	衛星番号	CODE モデル	GSPM モデル	LOCK4 モデル
04.12.26	7	150.584	227.512	229.498
06.12.25	10	138.400	209.271	213.224
06.12.25	14	152.206	226.883	228.910

06.12.25	15	124.160	186.230	188.410
07.12.25	11	178.832	269.017	271.812
07.12.25	13	132.671	198.113	201.310
07.10.26	17	143.611	215.355	216.977
07.10.26	19	151.620	229.212	231.286
07.10.26	20	105.611	158.111	160.020
08.09.25	18	180.432	270.498	271.779
08.09.25	21	126.768	191.737	194.280
08.12.25	2	156.078	235.661	237.718
08.12.25	3	166.413	249.213	250.002
08.12.25	8	161.191	242.809	245.978

以上の予測結果より、GSPM 及び LOCK4 モデルによりも、CODE モデルは適切な太陽輻射圧モデルであると考えられる。CODE モデルを用いた場合は、72 時間以内の全 GLONASS 衛星に対して、最大ユーザーレンジ誤差が約 180m 以内になっていることがわかった。

したがって、本研究で提案した予測法のモデル設定は表 4.5 のようになる。

Table 4.5 提案した予測法のモデル設定

補正項	モデル
地球重力ポテンシャル	JGM-3 (8 次)
太陽輻射圧	CODE
他天体ポテンシャル	太陽、月ポテンシャル
食	本影/半影
相対論	IERS Conventions (1996)

本研究で提案した衛星位置予測法を用い、2009 年各衛星の最大ユーザーレンジの R.M.S.E を図 4.10 のように示す。図 4.10 の横軸に衛星の打ち上げ年代順で衛星番号を表す、縦軸に最大ユーザーレンジの R.M.S.E を示す。

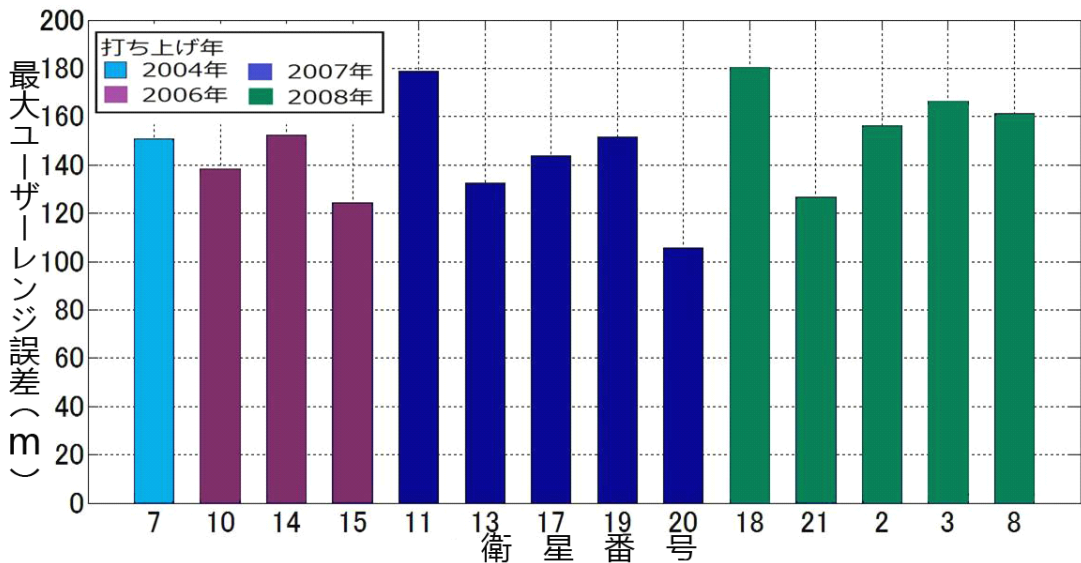


Figure 4.10 提案した予測法のユーザーレンジの R.M.S.E

図により、72 時間以内の場合には、全衛星の最大ユーザーレンジの R.M.S.E 約 180m 以内であり、平均値は約 150m 以内になっていることが確認された。また、衛星の配置を考慮し、ユーザーレンジ誤差に DOP (Dilution of Precision: 衛星配置による精度劣化指数) を掛け、ユーザーの位置誤差を換算する。DOP は 1 から 1.5 程度の場合は見積り計算で、全衛星に対して、72 時間以内約 7 割のユーザー位置誤差は 100m 以内になっていることがわかった。

4.4 予測誤差要因の分析

予測誤差の要因について、予測の初期値とする GLONASS 航法メッセージの精度が予測結果に影響を与えることが考えられる。予測誤差の要因を分析するため、初期値の精度が予測結果への影響を調べた。

方法としては、精度がもっとも高かった GLONASS の IGS 精密暦を初期値として、衛星位置予測結果と提案した予測法で計算した結果を比較する。GLONASS の IGS 精密暦の公称精度は 0.05m 以内であり、GLONASS 航法メッセージの精度は 6m 以内である。

図 4.12 は、IGS の GLONASS 精密暦を初期値として、提案した予測法と同じ補正モデルを用い、2009 年各衛星 72 時間以内の最大ユーザーレンジの R.M.S.E を示す図である。図 4.12 の横軸に衛星の打ち上げ年代順で衛星番号を表す、縦軸に最大ユーザーレンジの R.M.S.E を示す。

72 時間以内、全衛星に対して、ユーザーレンジの R.M.S.E の最大値は約 100m

となり、平均的に見ると約 90m である。一方、航法メッセージを初期値として用いた場合には、最大値は約 180m であり、平均値は約 150 である。両方を比べ、精度は明らかに向上した。従って、初期値が予測結果に大きな影響を与えることがわかった。

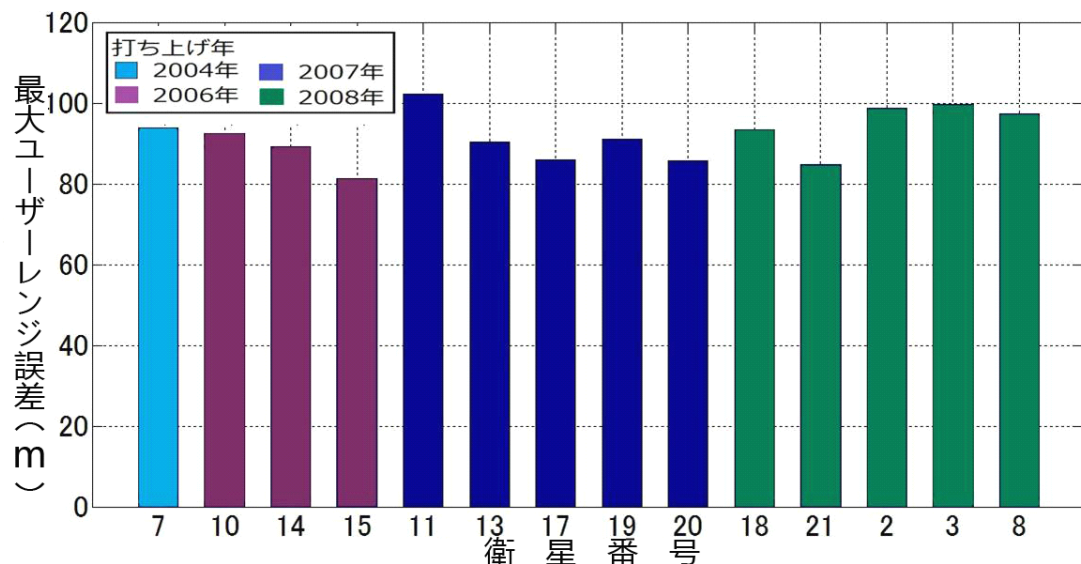


Figure 4.12 ユーザーレンジの R.M.S.E (初期値 : IGS 精密暦)

4.5 結言

本章では、受信機を用い、測位の時間を短縮するため、まず、衛星位置の得る時間を短縮することを方法として、過去の航法メッセージを用い、衛星位置の決定に影響する各要因を考慮し、衛星位置予測法を提案した。次に、予測した結果と IGS 精密暦で求められた結果を比較することにより、提案した GLONASS 衛星位置予測法の実用性を検証した。さらに、予測結果の誤差要因について分析した。

本研究の GLONASS 衛星位置予測法は、主に地球重力、太陽・月ポテンシャル、太陽輻射圧および相対論効果による 4 つの摂動を考慮した。現在、GLONASS 衛星に対応する太陽輻射圧モデルが発表されていないため、3 つの GPS 衛星に対

応する太陽輻射圧補正モデルを比較し、適切性を評価した。3つの太陽輻射圧モデルの中に、CODE モデルが一番良い予測結果を示しているため、GLONASS 衛星位置予測法に太陽輻射圧モデルが CODE モデルを選択した。

提案した GLONASS 衛星位置予測法を用い、全衛星に対して、72 時間以内のユーザーレンジの R.M.S.E の最大値は 180m 以内になって、平均的に見ると、約 150m である。実際衛星配置を考慮し、見積り計算で、約 7 割のユーザー位置誤差は 100m 以内となり、実用に耐えうると考えられる。

予測誤差の要因を調べるため、GLONASS 航法メッセージおよび精度もっとも高かった IGS の GLONASS 精密暦を初期値として用い、それぞれのユーザーレンジ誤差の最大値を比較した。結果としては、初期値が予測結果に大きな影響を与えることがわかった。

第5章

結論

本章では結論として、本論文のまとめと今後課題について述べる。

5.1 本論文のまとめ

受信機を用い測位するときに、受信状況が良くない場合、または緊急時に素早く位置情報を取得できないことが問題となっている。本研究では GLONASS 受信機の電源を投入してから測位できるまで時間を短縮するために、解決方法は予測することによって、測位に必要な衛星位置を速く得ることである。最新の衛星位置情報を含んでいる航法メッセージを受信せずに、過去の航法メッセージを用い、衛星位置の決定に影響を与える要因を考慮し、GLONASS 衛星位置を予測する。

研究内容としては、まず予測の初期値が GLONASS 航法メッセージを用いるため、航法メッセージの精度を評価した。システムの運用とともに、航法メッセージの精度は向上して、2010 年時点において衛星位置の R.M.S.E は 6m 未満程度であることがわかった。

次に、過去に受信した航法メッセージを用い、衛星位置の決定に影響を与える地球重力ポテンシャル、太陽・月重力ポテンシャル、太陽輻射圧、相対論効果の四つの要因を考慮し、それぞれの摂動に補正し、GLONASS 衛星位置予測法を提案した。その中で、先行研究により、GLONASS 衛星に対応する太陽輻射圧モデルがまだ公開されていないため、GPS 衛星に対応するモデルを用い比較した。その結果、CODE モデルを用いた場合は比較的に良い予測結果が示されたので、

本研究の予測法に使用した。

そして、本研究で提案した予測法を用い、72 時間以内の全衛星の位置予測について、ユーザー視線方向のレンジ誤差が約 180m 以内になっており、平均値が約 150m であることがわかった。実際の衛星配置を考慮した場合、約 7 割のユーザーの位置誤差は 100m 以内になることが期待できる。

したがって、連続で受信できない場合または緊急時においては、本研究における GLONASS 衛星位置予測法によって、衛星の位置を得る時間を短くなり、測位にかかる時間を短縮できる。72 時間以内、約 7 割のユーザーの位置誤差が 100m 以内に収めることが期待できる。

5.2 今後の課題

予測誤差の要因を調べた結果、初期値が予測結果に大きな影響を与えることがわかった。したがって、今後課題として、初期値が一つの時刻ではなく、複数の時刻における航法メッセージを扱い、フィティングすることにより、初期値精度を向上させると考える。

また、GLONASS に対応する太陽輻射圧が公開されていないため、本研究では GPS 衛星に対応する太陽輻射圧モデルを用いたが、衛星位置予測法を改善する方法として、GLONASS 衛星に対応するモデルを使用すること、または GLONASS 衛星に対応するパラメータの研究することが挙げられる。

謝辞

本研究を進めるにあたり、多くの方々に御世話になりました。ここに深く感謝の意を表する。

本研究を行うにあたり、終始ご指導、ご鞭撻を賜った東京海洋大学海洋科学部、海洋環境学科環境テクノロジー学講座、指導教員樊春明助教に心より厚く御礼申し上げます。

ご指導、ご助言を賜った東京海洋大学海洋科学部、海洋環境学科環境テクノロジー学講座、副指導教員上野公彦准教授に心より厚く御礼申し上げます。

ご指導、ご助言を賜った東京海洋大学海洋科学部、海洋環境学科環境テクノロジー学講座、柿原利治教授に心より厚く御礼申し上げます。

様々な助言を頂き、ご指導を頂いた東京海洋大学海洋工学部海洋科学技術研究科、測位航法学会会長安田明生特任教授に深く感謝申し上げます。

有益なご助言を頂き、ご指導を頂いた東京海洋大学海洋工学部海洋科学技術研究科、産学官連携常勤研究員高須知二研究員に深謝の意を表する。

研究に関する相談に乗っていただいた、肖岑氏、山田英輝氏、劉曉鷗氏、佐藤誠浩氏、新井裕治氏、手塚賢太郎氏、武嘉煒氏に心より感謝申し上げます。

研究に関するご助言を頂いたクレリオン株式会社の劉智星博士に心から感謝申し上げます。

最後に、本専攻海洋計測工学研究室の各位には研究遂行にあたり日頃より有益なご討論ご助言を頂いた。ここに感謝の意を表する。

引用文献

- [1] 安田明生, 2005, 「これからの衛星測位システム」,
日本経済団体連合会会報宇宙 No.53, pp.171-185
- [2] Information-Analytical Centre,
<http://www.glonass-ianc.rsa.ru/en/GLONASS/>
2011/5/12 アクセス
- [3] 肖 岑, 樊 春明, 高須 知二, 上野 公彦, 安田 明生, 2010,
「GPS の長期予測暦に関する研究」, 測位航法学会平成 22 年度全国大
会講演会
- [4] ヴェレンホーフ, リヒテンエッガ, ヴァスレ著, 西修二郎訳, 2010,
「GNSSのすべて」, 古今書院, pp336
- [5] Information-Analytical Centre ,
<http://www.glonass-ianc.rsa.ru/pls/htmldb/f?p=202:1:73668895435669>
3
3713::N0:::
2009/11/18 アクセス

- [6] Information-Analytical Centre ,
「Global Navigation Sattelite System Interface Control Document」
(Edition 5.1), p8
- [7] Information-Analytical Centre ,
「Global Navigation Sattelite System Interface Control Document」
(Edition 5.1), p10
- [8] Information-Analytical Centre,
http://www.glonass-ianc.rsa.ru/en/content/news/?ELEMENT_ID=110
2011/5/12 アクセス
- [9] Information-Analytical Centre ,
「Global Navigation Sattelite System Interface Control Document」
(Edition 5.1), p19
- [10] Information-Analytical Centre ,
「Global Navigation Sattelite System Interface Control Document」
(Edition 5.1), p26
- [11] Information-Analytical Centre ,
「Global Navigation Sattelite System Interface Control Document」

(Edition 5.1), p30

[12] Heiskanen , Helmut Moritz, 1967, 「Physical Geodesy」 , pp1-41

[13] Information-Analytical Centre ,

「Global Navigation Sattelite System Interface Control Document」

(Edition 5.1), p45

[14] Information-Analytical Centre ,

「Global Navigation Sattelite System Interface Control Document」

(Edition 5.1), p41

[15] International GNSS Service,

<http://igscb.jpl.nasa.gov/components/prods.html>

2011/5/23 アクセス

[16] International GNSS Service,

IGSMAIL-3615: IGS time scale,

<http://igscb.jpl.nasa.gov/mail/igsmail/2001/msg00460.html>

2010/7/10 アクセス

[17] Mike Stewart , Maria Tsakiri , 1998, 「GLONASS Broadcast

Orbit Computation」 , GPS Solutions , Vol. 2, pp. 16-27

[18] 国土交通省国土地理院,

<http://www.gsi.go.jp/LAW/G2000-g2000faq-1.htm#qa1-10>

2011/2/8 アクセス

[19] Misra P., R.Abbot, E. Gaposchkin, 1996,

「Integrated use of GPS and GLONASS: Transformation between WGS84 and PZ-90」, Proceedings of the ION-GPS-96, September 17-20, Kansas City, MO, USA, pp307-314

[20] Anatoly Lipin, 2009,

「Application GBAS GNSS in the Russian Federation」, pp5-6

[21] Information-Analytical Centre,

<http://www.glonass-ianc.rsa.ru/pls/htmldb/f?p=202:1:7366889543566>

9

33713::N0:::

2010/2/8 アクセス

[22] GPS World

<http://www.gpsworld.com/gnss-system/almanac/the-almanac-4265>

2010/9/8 アクセス

[23] Gunter' s Space Page,

http://space.skyrocket.de/doc_sdat/uragan-m.htm

2010/5/31 アクセス

[24] Information-Analytical Centre,

<http://gge.unb.ca/Resources/GLONASSConstellationStatus.txt>

2010/3/5 アクセス

[25] Milani, A. M. Nobili, P. Farinella, 1987, 「Non-gravitational Perturbations and Satellite Geodesy」, Adam Hilger

[26] Marek Ziebart, 2001, 「High Precision Analytical Solar Radiation Pressure Modelling for GNSS Spacecraft」, pp34-37

[27] 中村信一, 内村孝志, 片桐征治, 鈴木明信, 山本洋介,

「ADEOS-II を利用した地球重力ポテンシャルモデルの検証」、p110

[28] Frank G.Lemoine, Steven M.Klosko, 2002,

「The Development of NASA Gravity Models and their Dependence on SLR」, 13th International Workshop on Laser Ranging: Proceedings from the Science Session

- [29] Mc Carthy, 1996, 「IERS Technical Note No.21 IERS Conventions (1996)」, Chapter6
- [30] JGM-3 モデルリソース,
<ftp://ftp.csr.utexas.edu/pub/grav/>
2010/9/8 アクセス
- [31] E.M.Standish, 1998, 「JPL Interoffice memorandum,
JPL Planetary and Lunar Ephemerides, DE405/LE405」
- [32] Marek Ziebart, 2001, 「Analytical solar radiation pressure
modeling
for GLONASS using a pixel array」, p7
- [33] Oliver Montenbruck, Eberhard Gill, 2000, 「Satellite Orbits:
Models, Methods and Application」, Springer, Corrected 3rd
Printing 2005, pp81-83
- [34] 宗包浩志, 黒石裕樹, 畑中雄樹, 矢来博司, 2008,
「衛星測位システムシミュレータの開発」,
国土地理院時報 2008 No.115, pp124

- [35] Fliegel, H.F., Gallini, T.E., Swift, 1992, 「Global Positioning System Radiation Force Model for Geodetic Applications」, J. Geophys. Res. Vol. 97, No. B1, pp 559–568
- [36] Beutler Getal, 1994, 「Extended Orbit Modeling Techniques At The CODE Processing Center OF the International GPS Service For Geodynamics (IGS): Theory And Initial Results」, Manuscripta Geodaetica , p367–386
- [37] T.A. Springer, G. Beutler, M.Rothacher, 1999, 「A New Solar Radiation Pressure Model For GPS Satellites」, GPS Solutions, Vol.2, No.3, pp50–62
- [38] Y.Bar-Sever, D.Kuang, 2004, 「New Empirically Derived Solar Radiation Pressure Model for Global Positioning System Satellites」, IPN Progress Report , p9
- [39] Neil Ashby, 2002, 「Relativity and the Global Positioning System」
- [40] Mc Carthy, 1996, 「IERS Technical Note No.21 IERS Conventions

(1996)」, Chapter 11

[41] Polischun GM, Kozlov VI, Ilitchov VV, 2002, 「The Global Navigation satellite System GLONASS: Development And Usage In the 21st Century」, Proceedings of the 34th Annual Precise Time and Time Interval(PTTI) Systems and Applications Meeting, p151-160

[42] 山田英輝, 高須 知二, 久保 信明, 海老沼 拓史, 2007, 「GLONASS 暦精度の推移と Availability について」、日本航海学会第 117 回講演会

[43] Marek Ziebart, 「Analytical SRP Model for GLONASS: Initial Results」

[44] D. Kuang, Y. E. Bar-Sever, W. I. Bertiger, K. J. Hurst, J. F. Zumberge, 2001, 「GPS-assisted GLONASS orbit determination」, Journal Of Geodesy

[45] D. Ineichen, G. Beutler, U. Hugentobler, 2003, 「Sensitivity of GPS and GLONASS orbits with respect to resonant geopotential parameters」, Journal of Geodesy

- [46] F. Dilssner , T. Springer, G. Gienger, J. Dow, 2011, 「The GLONASS-M satellite yaw-attitude model」, Advances in Space Research 47, p160- 171
- [47] Romero, C.Garcia, R. Kahle, J. Dow, T. Martin-mur, 「Precise Orbit Determination Of GLONASS Satellites At The European Space Agency」
- [48] Averin SV, 2006, 「GLONASS System: Present Day And Prospective Status And Performance」, Presented at the European Navigation Conference GNSS-2006
- [49] C. C. Chao, R. A. Gick, 2003, 「Long-term evolution of navigation satellite orbits: GPS/GLONASS/GALILEO」, Advances In Space Research
- [50] Robert Weber, James A. Slater, Elisabeth Fragner, Vladimir Glotov, Heinz Habrich, Ignacio Romero, Stefan Schaer, 2004, 「Precise GLONASS orbit determination within the IGS/IGLOS-Pilot Project」, Advances In Space Research
- [51] I.Yu.Blinov, V. N. Fedotov, 2009, 「Time and Frequency Measurements-Metrological Aspects of the Creation of the Projected

Coordinate-Time and Navigation Support System for Russia」 ,
Measurement Techniques, Vol.52, No.11

付録

付録1 4次のルンゲ・クッタ法

GLONASS 衛星位置計算する際に、あるエポックにおける衛星位置計算の連立常微分方程式は以下のようなになる。

$$\begin{cases} \ddot{\mathbf{r}}_i = (\ddot{x}_i, \ddot{y}_i, \ddot{z}_i) \\ \dot{\mathbf{r}}_i = (\dot{x}_i, \dot{y}_i, \dot{z}_i) = (u_i, v_i, w_i) \\ \mathbf{r}_i = (x_i, y_i, z_i) \end{cases} \quad (1)$$

衛星の位置 $\mathbf{r}_i = (x_i, y_i, z_i)$ の微分により x、y、z 方向における衛星の速度

$\dot{\mathbf{r}}_i = (\dot{x}_i, \dot{y}_i, \dot{z}_i) = (u_i, v_i, w)$ を求められる。各方向における衛星の速度は以下のようになる。

$$\begin{cases} u_i = \left(\frac{dx}{dt}\right)_{t=t_i} = f_4 \\ v_i = \left(\frac{dy}{dt}\right)_{t=t_i} = f_5 \\ w_i = \left(\frac{dz}{dt}\right)_{t=t_i} = f_6 \end{cases} \quad (2)$$

また、衛星の速度 $\dot{\mathbf{r}}_i = (\dot{x}_i, \dot{y}_i, \dot{z}_i) = (u_i, v_i, w)$ の微分により x、y、z 方向における衛星の加速度 $\ddot{\mathbf{r}}_i = (\ddot{x}_i, \ddot{y}_i, \ddot{z}_i)$ を求められる。各方向における衛星の加速度は以下のようなになる。

$$\begin{cases} \ddot{x}_i = f_1(t_i, u_i, v_i, w_i, x_i, y_i, z_i) \\ \ddot{y}_i = f_2(t_i, u_i, v_i, w_i, x_i, y_i, z_i) \\ \ddot{z}_i = f_3(t_i, u_i, v_i, w_i, x_i, y_i, z_i) \end{cases} \quad (3)$$

本研究では、4 次のルンゲ・クッタ法を用い、連立方程式を計算する。4 次のルンゲ・クッタ法について、初期値は次式のとおりである。

$$\begin{cases} \frac{dy}{dx} = f(x, y), \text{step: } h = x_i - x_{i-1} \\ y(x_0) = y_0 \end{cases} \quad (4)$$

この初期値問題が y_i まで求められるときに、 y_{i+1} を $y_{i+1} = y_i + \Delta y_i$ と置きます。

dt で一回計算されると、4 次のルンゲクッタ法を用いる場合には、増分

$$\Delta y_i = \frac{(K_1 + 2K_2 + 2K_3 + K_4) h}{6} \text{ で与えられる。}$$

式 (4) を積分した結果は次式のとおりとなる。

$$\begin{cases} y_{i+1} = y_i + \frac{h}{6}(K_1 + 2K_2 + 2K_3 + K_4) \\ K_1 = f(x_i, y_i) \\ K_2 = f(x_i + \frac{h}{2}, y_i + \frac{h}{2}K_1) \\ K_3 = f(x_i + \frac{h}{2}, y_i + \frac{h}{2}K_2) \\ K_4 = f(x_i + h, y_i + hK_3) \end{cases} \quad (5)$$

ここで、

K_1 は初期値における勾配である。

K_2 は区間の中央における勾配であり、勾配 K_1 を使い、 $x_i + h/2$ における y の値をオイラー法により決定したものである。

K_3 は区間の中央における勾配を再計算したものであり、 K_2 の値から決められた y の値を用いる。

K_4 は区間の最後における勾配であり、 K_3 の値から決められた y の値を用いる。

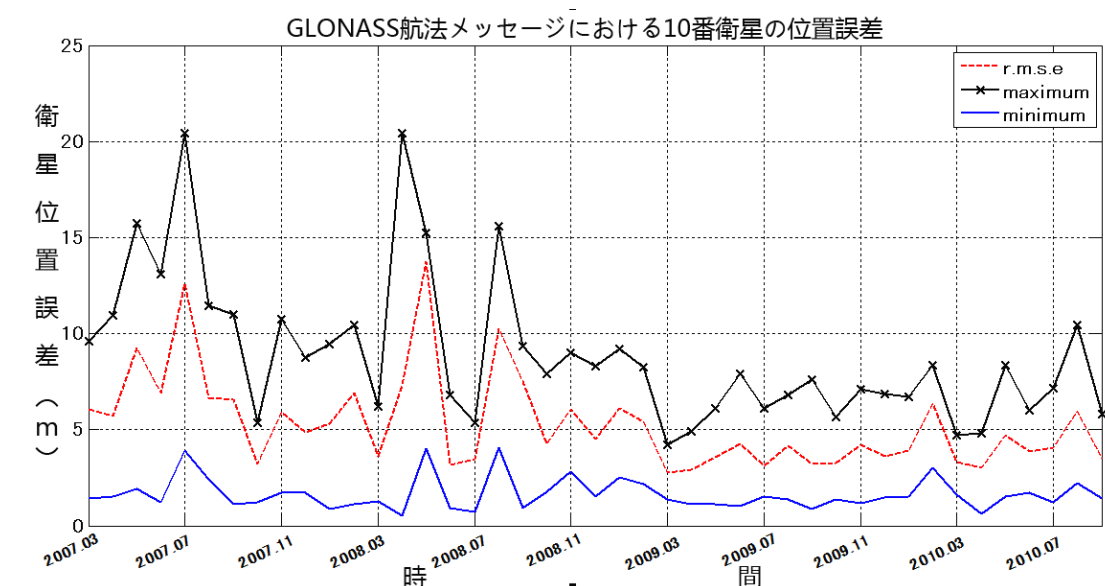
付録2 衛星ごとに長期 GLONASS 航法メッセージの衛星位置精度

GLONASS システムの運用とともに、航法メッセージ精度の変化を調査するため、長期の GLONASS 航法メッセージを評価する。2006 年 1 月から 2010 年 10 月までの航法メッセージを扱い、各運用中の GLONASS-M 衛星を対して、衛星の位置精度評価を行う。ここで、衛星ごとに衛星位置誤差の最大値、最小値および衛星位置の R.M.S.E の結果を示す。

全ての図は衛星位置誤差を月ごとにまとめ、横軸に航法メッセージの時間を表し、縦軸に一ヶ月中の航法メッセージの衛星位置誤差の最大値（符号付きの実線）、最小値（実線）、衛星位置の R.M.S.E.（点線）を表している。

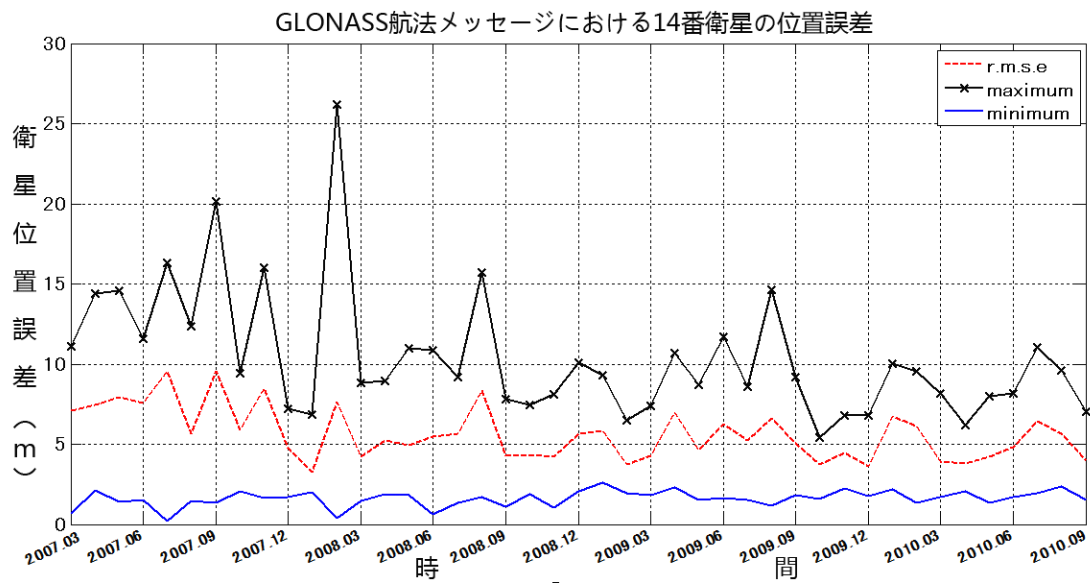
各衛星の打ち上げ日と運用開始日は図の前に示す。衛星の打ち上げ順で、各衛星の結果を表す。

10 番衛星は 2006 年 12 月 25 日に打ち上げ、2007 年 4 月 3 日から運用された。



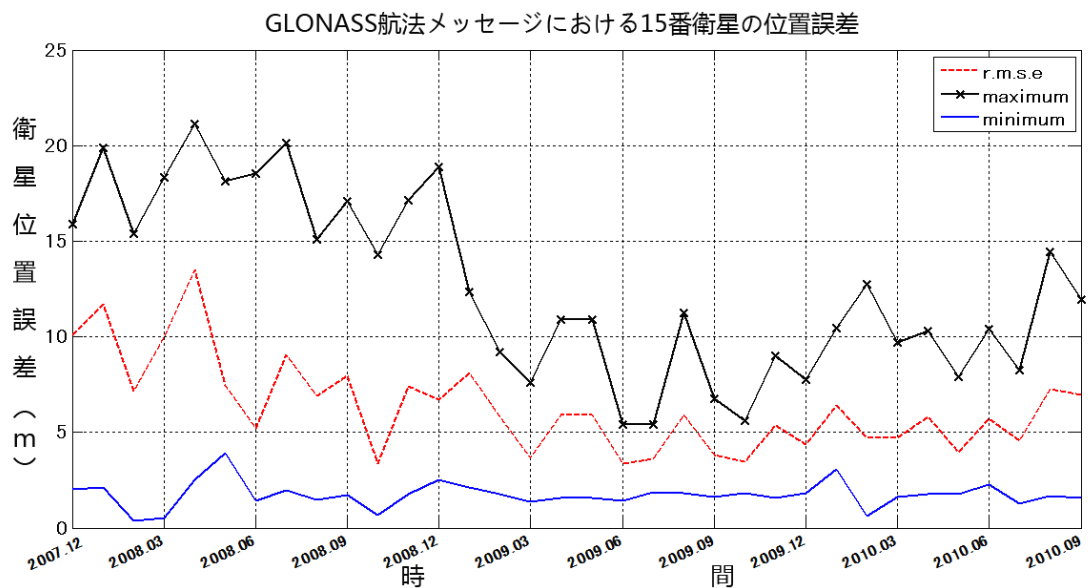
GLONASS 航法メッセージにおける 10 番衛星の位置誤差

14 番衛星は 2006 年 12 月 25 日に打ち上げ、2007 年 4 月 3 日から運用された。



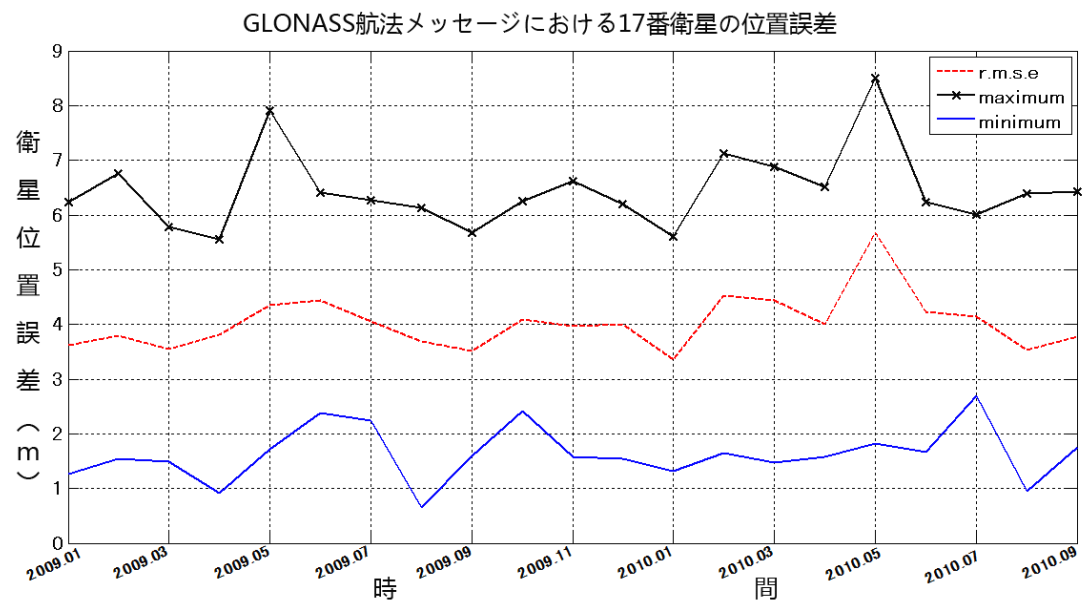
GLONASS 航法メッセージにおける 14 番衛星の位置誤差

15 番衛星は 2006 年 12 月 25 日に打ち上げ、2007 年 10 月 12 日から運用された。



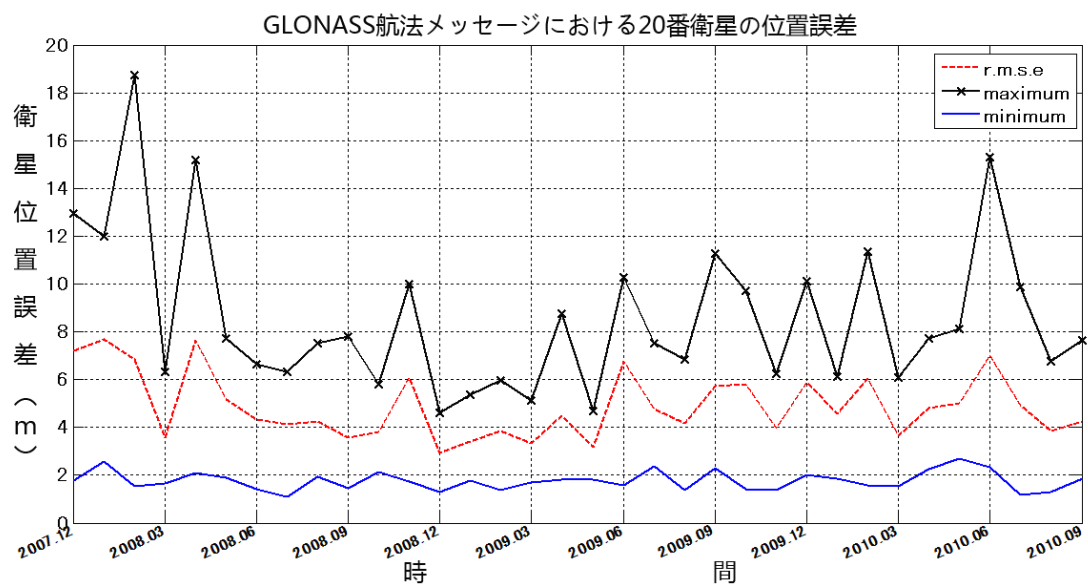
GLONASS 航法メッセージにおける 15 番衛星の位置誤差

17 番衛星は 2007 年 10 月 26 日に打ち上げ、2007 年 12 月 4 日から運用された。



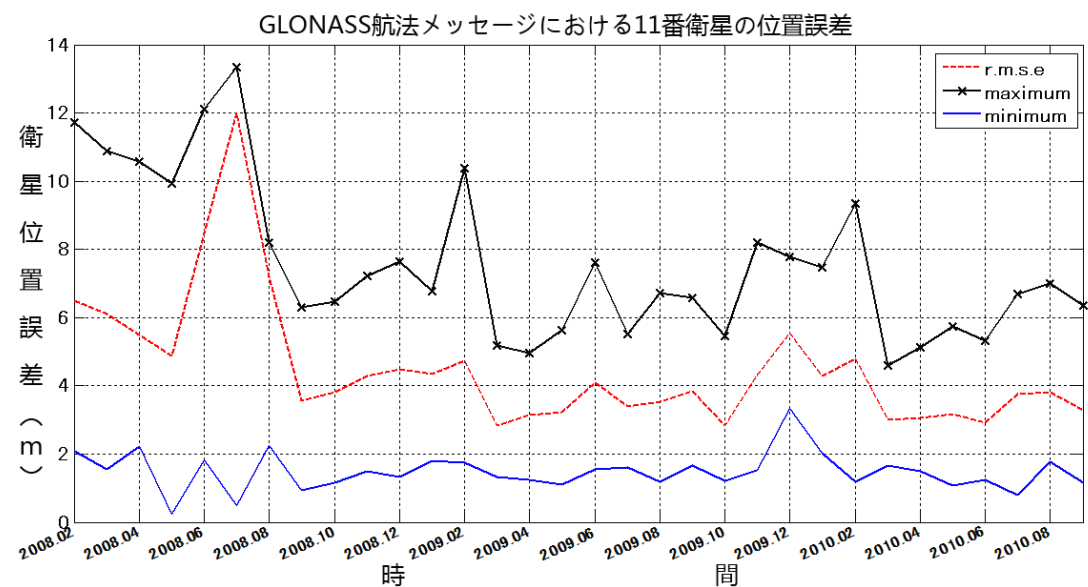
GLONASS 航法メッセージにおける 17 番衛星の位置誤差

20 番衛星は 2007 年 10 月 26 日に打ち上げ、2007 年 11 月 27 日から運用された。



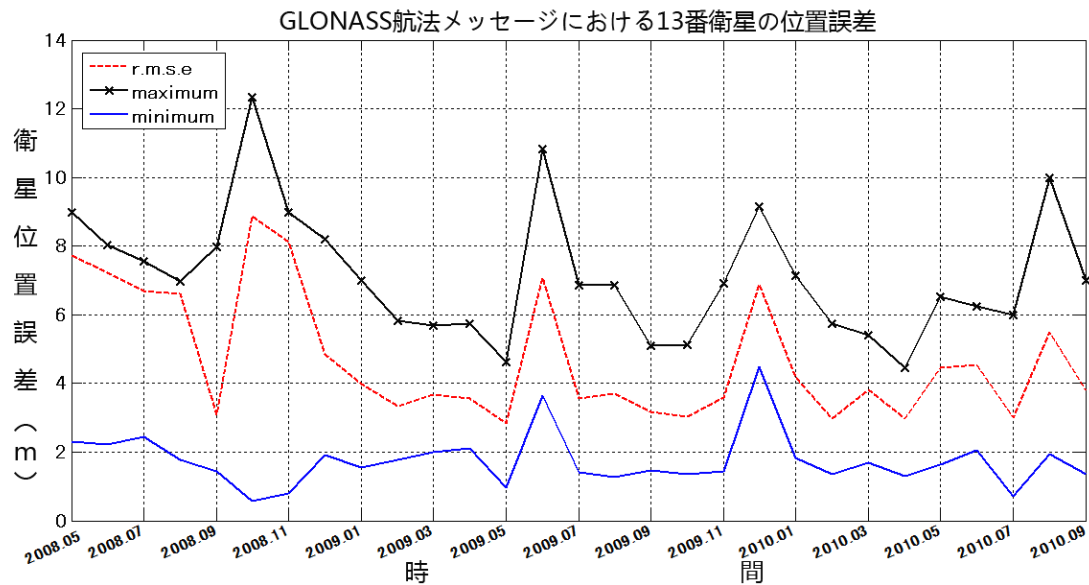
GLONASS 航法メッセージにおける 20 番衛星の位置誤差

11 番衛星は 2007 年 12 月 25 日に打ち上げ、2008 年 1 月 22 日から運用された。



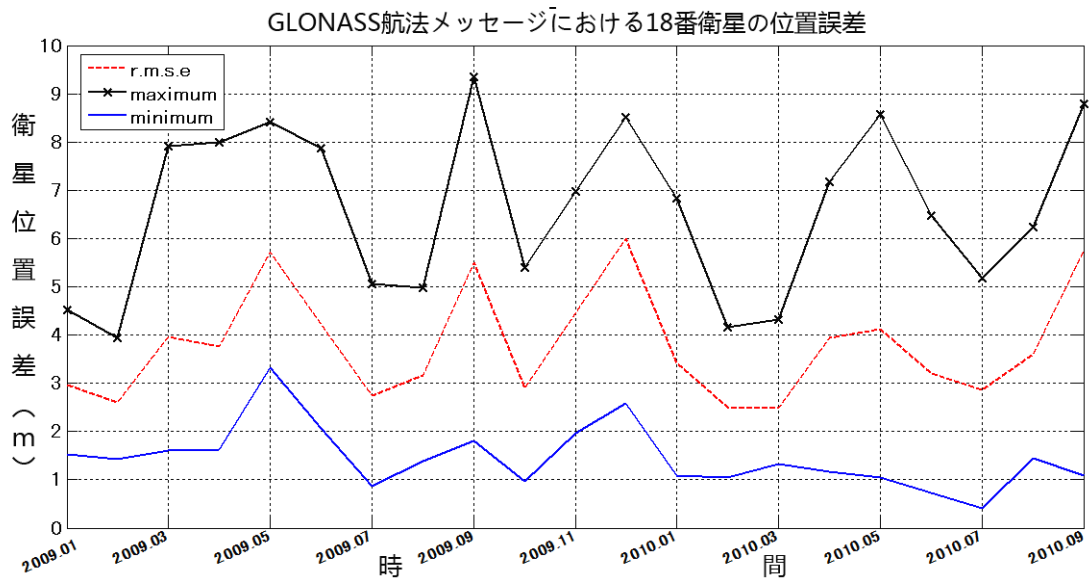
GLONASS 航法メッセージにおける 11 番衛星の位置誤差

13 番衛星は 2007 年 12 月 25 日に打ち上げ、2008 年 2 月 8 日から運用された。



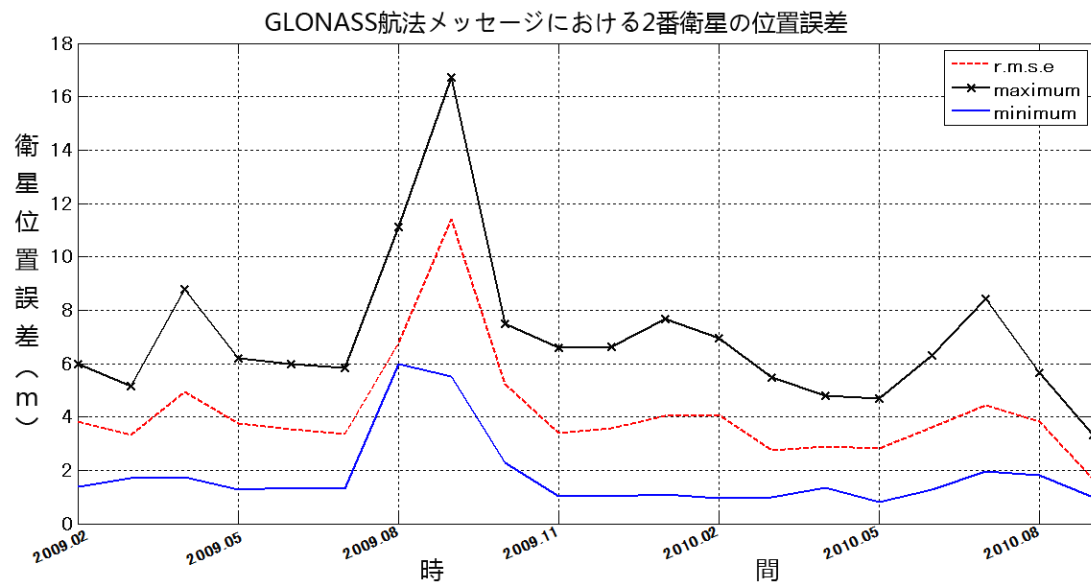
GLONASS 航法メッセージにおける 13 番衛星の位置誤差

18 番衛星は 2008 年 9 月 25 日に打ち上げ、2008 年 10 月 26 日から運用された。



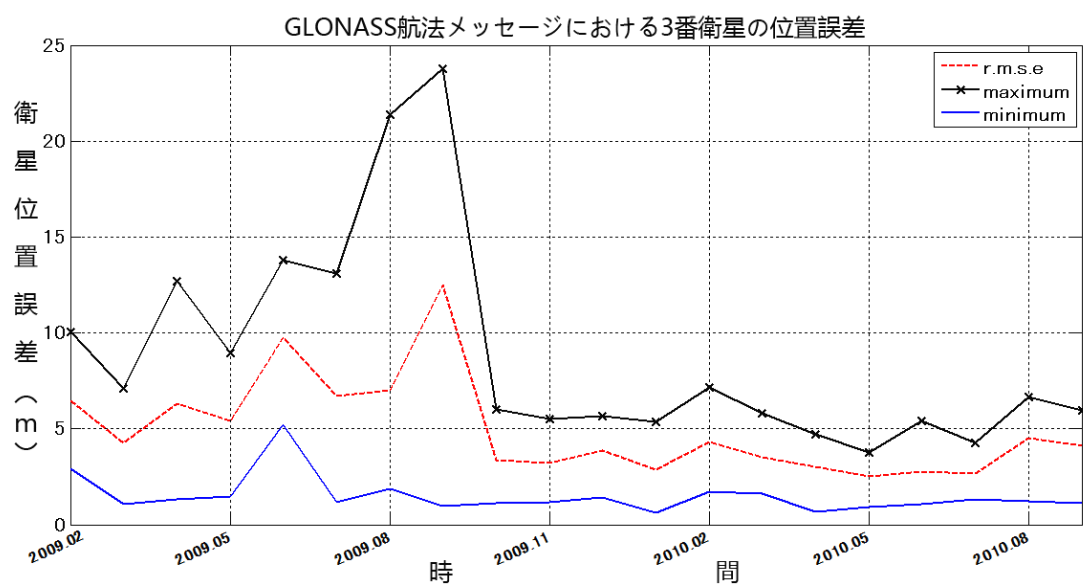
GLONASS 航法メッセージにおける 18 番衛星の位置誤差

2 番衛星は 2008 年 12 月 25 日に打ち上げ、2009 年 1 月 20 日から運用された。



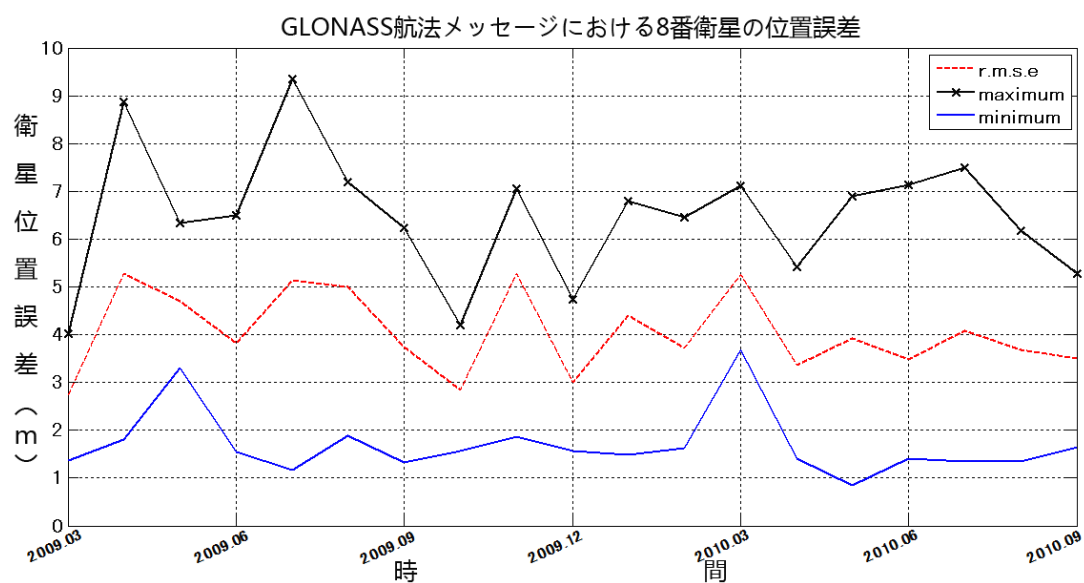
GLONASS 航法メッセージにおける 2 番衛星の位置誤差

3 番衛星は 2007 年 12 月 25 日に打ち上げ、2008 年 1 月 25 日から運用された。



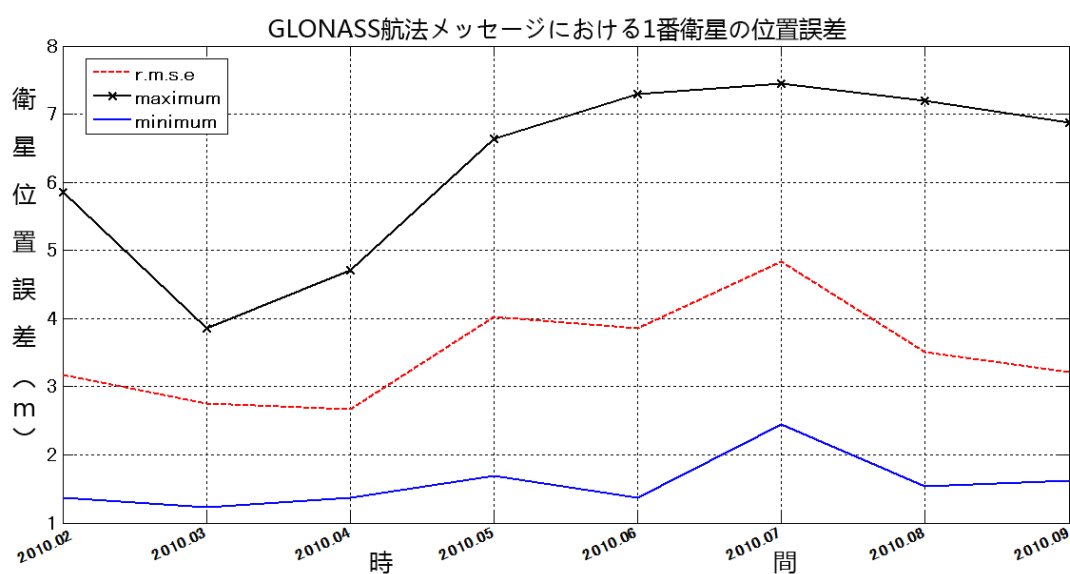
GLONASS 航法メッセージにおける 3 番衛星の位置誤差

8 番衛星は 2008 年 12 月 25 日に打ち上げ、2009 年 2 月 12 日から運用された。



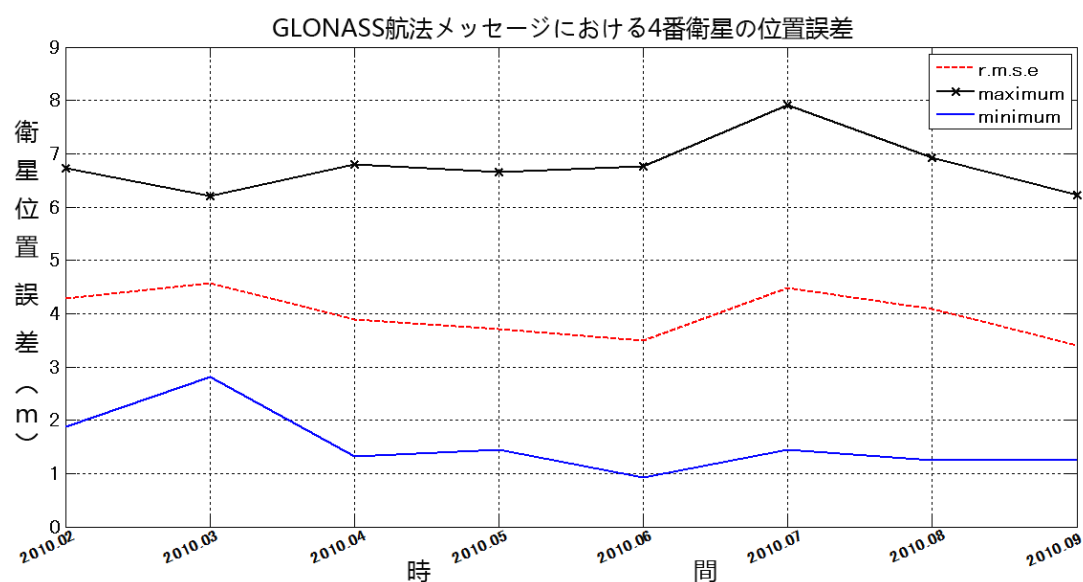
GLONASS 航法メッセージにおける 8 番衛星の位置誤差

1 番衛星は 2009 年 12 月 14 日に打ち上げ、2010 年 1 月 30 日から運用された。



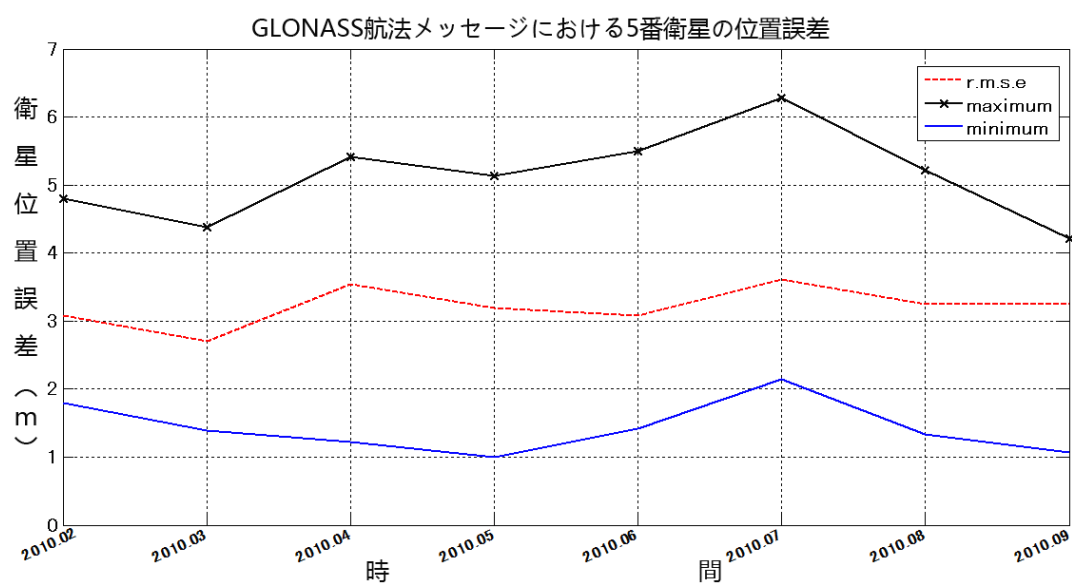
GLONASS 航法メッセージにおける 1 番衛星の位置誤差

4 番衛星は 2008 年 12 月 25 日に打ち上げ、2009 年 1 月 17 日から運用された。



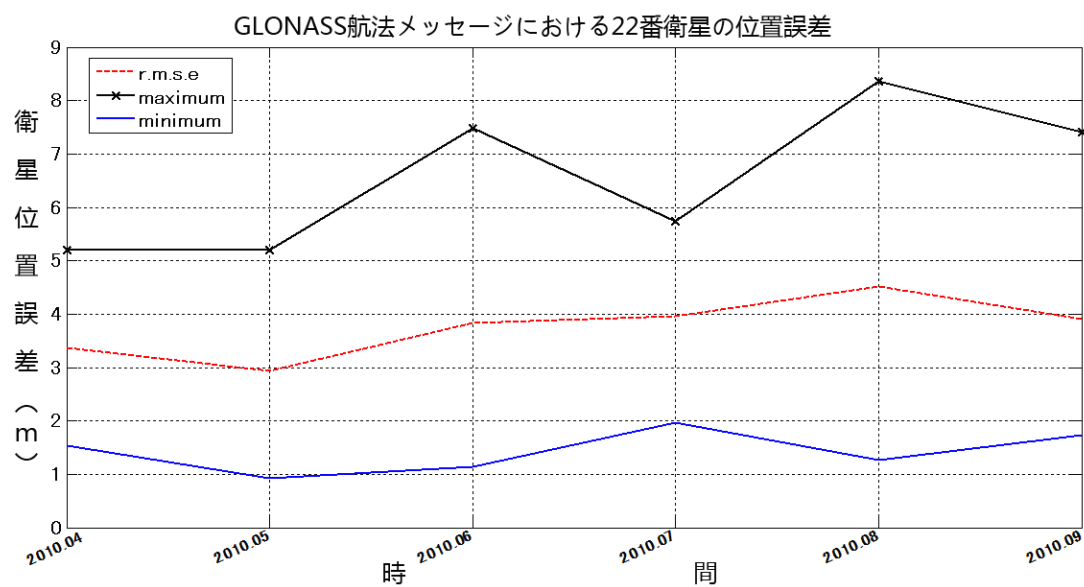
GLONASS 航法メッセージにおける 4 番衛星の位置誤差

5 番衛星は 2009 年 12 月 14 日に打ち上げ、2010 年 1 月 10 日から運用された。



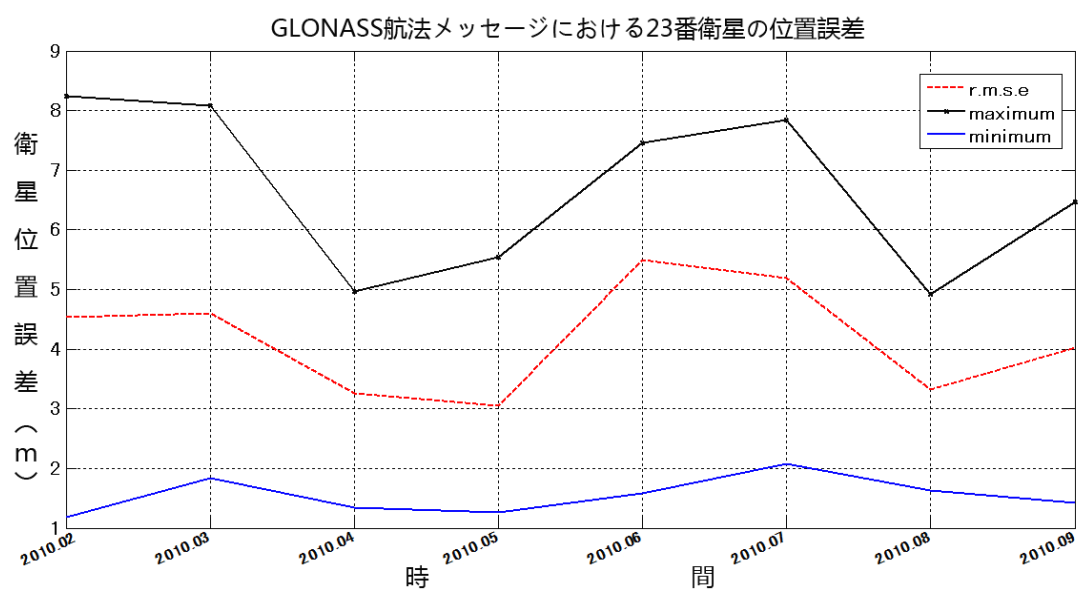
GLONASS 航法メッセージにおける 5 番衛星の位置誤差

22 番衛星は 2010 年 3 月 2 日に打ち上げ、2010 年 3 月 28 日から運用された。



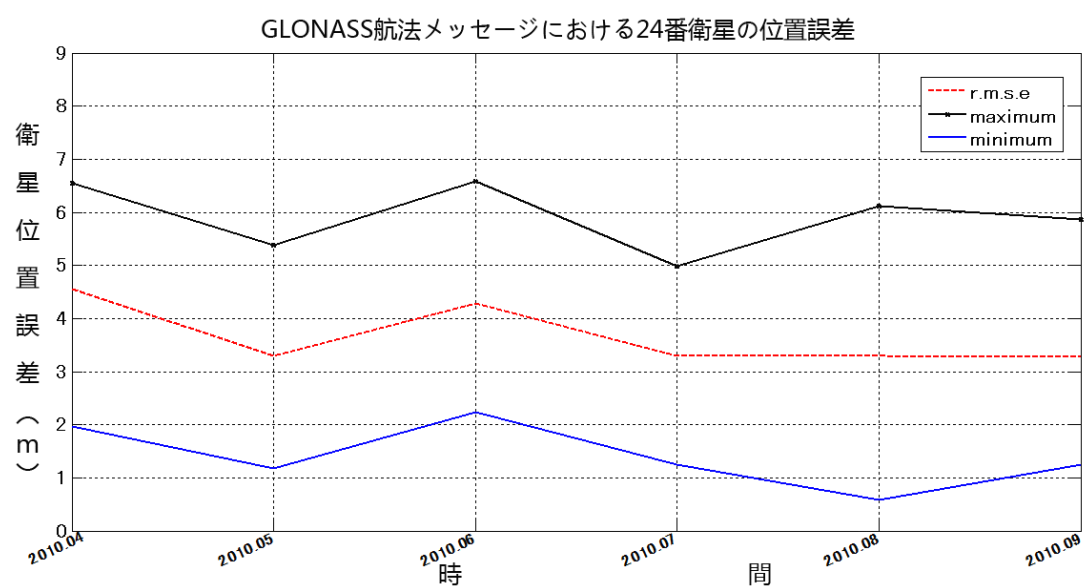
GLONASS 航法メッセージにおける 22 番衛星の位置誤差

23 番衛星は 2010 年 3 月 2 日に打ち上げ、2010 年 3 月 28 日から運用された。



GLONASS 航法メッセージにおける 23 番衛星の位置誤差

24 番衛星は 2010 年 3 月 2 日に打ち上げ、2010 年 3 月 28 日から運用された。



GLONASS 航法メッセージにおける 24 番衛星の位置誤差

付録3 章動表（IAU 1980 章動理論）（106 項目）

引数					周期	黄経		黄道傾角	
N0	N1	N2	N3	N4	(days)	(0".0001)		(0".0001)	
I	I'	F	D	Ω		Ai	Ai'	Bi	Bi'
0	0	0	0	1	-6798.4	-171996	-174. 2	92025	8.9
0	0	2	-2	2	182.6	-13187	-1.6	5736	-3.1
0	0	2	0	2	13.7	-2274	-0.2	977	-0.5
0	0	0	0	2	-3399.2	2062	0.2	-895	0.5
0	-1	0	0	0	-365.3	-1426	3.4	54	-0.1
1	0	0	0	0	27.6	712	0.1	-7	0
0	1	2	-2	2	121.7	-517	1.2	224	-0.6
0	0	2	0	1	13.6	-386	-0.4	200	0
1	0	2	0	2	9.1	-301	0	129	-0.1
0	-1	2	-2	2	365.2	217	-0.5	-95	0.3
-1	0	0	2	0	31.8	158	0	-1	0
0	0	2	-2	1	177.8	129	0.1	-70	0
-1	0	2	0	2	27.1	123	0	-53	0
1	0	0	0	1	27.7	63	0.1	-33	0
0	0	0	2	0	14.8	63	0	-2	0

-1	0	2	2	2	9.6	-59	0	26	0
-1	0	0	0	1	-27.4	-58	-0.1	32	0
1	0	2	0	1	9.1	-51	0	27	0
-2	0	0	2	0	-205.9	-48	0	1	0
-2	0	2	0	1	1305.5	46	0	-24	0
0	0	2	2	2	7.1	-38	0	16	0
2	0	2	0	2	6.9	-31	0	13	0
2	0	0	0	0	13.8	29	0	-1	0
1	0	2	-2	2	23.9	29	0	-12	0
0	0	2	0	0	13.6	26	0	-1	0
0	0	2	-2	0	173.3	-22	0	0	0
-1	0	2	0	1	27	21	0	-10	0
0	2	0	0	0	182.6	17	-0.1	0	0
0	2	2	-2	2	91.3	-16	0.1	7	0
-1	0	0	2	1	32	16	0	-8	0
0	1	0	0	1	386	-15	0	9	0
1	0	0	-2	1	-31.7	-13	0	7	0
0	-1	0	0	1	-346.6	-12	0	6	0
2	0	-2	0	0	-1095.2	11	0	0	0
-1	0	2	2	1	9.5	-10	0	5	0
1	0	2	2	2	5.6	-8	0	3	0
0	-1	2	0	2	14.2	-7	0	3	0

0	0	2	2	1	7.1	-7	0	3	0
1	1	0	-2	0	-34.8	-7	0	0	0
0	1	2	0	2	13.2	7	0	-3	0
-2	0	0	2	1	-199.8	-6	0	3	0
0	0	0	2	1	14.8	-6	0	3	0
2	0	2	-2	2	12.8	6	0	-3	0
1	0	0	2	0	9.6	6	0	0	0
1	0	2	-2	1	23.9	6	0	-3	0
0	0	0	-2	1	-14.7	-5	0	3	0
0	-1	2	-2	1	346.6	-5	0	3	0
2	0	2	0	1	6.9	-5	0	3	0
1	-1	0	0	0	29.8	5	0	0	0
1	0	0	-1	0	411.8	-4	0	0	0
0	0	0	1	0	29.5	-4	0	0	0
0	1	0	-2	0	-15.4	-4	0	0	0
1	0	-2	0	0	-26.9	4	0	0	0
2	0	0	-2	1	212.3	4	0	-2	0
0	1	2	-2	1	119.6	4	0	-2	0
1	1	0	0	0	25.6	-3	0	0	0
1	-1	0	-1	0	-3232.9	-3	0	0	0
-1	-1	2	2	2	9.8	-3	0	1	0
0	-1	2	2	2	7.2	-3	0	1	0

1	-1	2	0	2	9.4	-3	0	1	0
3	0	2	0	2	5.5	-3	0	1	0
-2	0	2	0	2	1615.7	-3	0	1	0
1	0	2	0	0	9.1	3	0	0	0
-1	0	2	4	2	5.8	-2	0	1	0
1	0	0	0	2	27.8	-2	0	1	0
-1	0	2	-2	1	-32.6	-2	0	1	0
0	-2	2	-2	1	6786.3	-2	0	1	0
-2	0	0	0	1	-13.7	-2	0	1	0
2	0	0	0	1	13.8	2	0	-1	0
3	0	0	0	0	9.2	2	0	0	0
1	1	2	0	2	8.9	2	0	-1	0
0	0	2	1	2	9.3	2	0	-1	0
1	0	0	2	1	9.6	-1	0	0	0
1	0	2	2	1	5.6	-1	0	1	0
1	1	0	-2	1	-34.7	-1	0	0	0
0	1	0	2	0	14.2	-1	0	0	0
0	1	2	-2	0	117.5	-1	0	0	0
0	1	-2	2	0	-329.8	-1	0	0	0
1	0	-2	2	0	23.8	-1	0	0	0
1	0	-2	-2	0	-9.5	-1	0	0	0
1	0	2	-2	0	32.8	-1	0	0	0

1	0	0	-4	0	-10.1	-1	0	0	0
2	0	0	-4	0	-15.9	-1	0	0	0
0	0	2	4	2	4.8	-1	0	0	0
0	0	2	-1	2	25.4	-1	0	0	0
-2	0	2	4	2	7.3	-1	0	1	0
2	0	2	2	2	4.7	-1	0	0	0
0	-1	2	0	1	14.2	-1	0	0	0
0	0	-2	0	1	-13.6	-1	0	0	0
0	0	4	-2	2	12.7	1	0	0	0
0	1	0	0	2	409.2	1	0	0	0
1	1	2	-2	2	22.5	1	0	-1	0
3	0	2	-2	2	8.7	1	0	0	0
-2	0	2	2	2	14.6	1	0	-1	0
-1	0	0	0	2	-27.3	1	0	-1	0
0	0	-2	2	1	-169	1	0	0	0
0	1	2	0	1	13.1	1	0	0	0
-1	0	4	0	2	9.1	1	0	0	0
2	1	0	-2	0	131.7	1	0	0	0
2	0	0	2	0	7.1	1	0	0	0
2	0	2	-2	1	12.8	1	0	-1	0
2	0	-2	0	1	-943.2	1	0	0	0
1	-1	0	-2	0	-29.3	1	0	0	0

-1	0	0	1	1	-388.3	1	0	0	0
-1	-1	0	2	1	35	1	0	0	0
0	1	0	1	0	27.3	1	0	0	0